



# VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

## FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

## LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

## NETRADIČNÍ KONCEPCE LETADEL

NON-TRADITIONAL AIRCRAFT CONCEPTION

### BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

### AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Tomáš Musil

### VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Marek Horák, Ph.D.

BRNO 2018



# Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav  
Student: **Tomáš Musil**  
Studijní program: Strojírenství  
Studijní obor: Základy strojního inženýrství  
Vedoucí práce: **Ing. Marek Horák, Ph.D.**  
Akademický rok: 2017/18

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

## Netradiční koncepce letadel

### Stručná charakteristika problematiky úkolu:

V historii letectví bylo zkonstruováno obrovské množství letounů s rozličným koncepčním uspořádáním. Kromě takových koncepcí, které se osvědčily a jsou běžně používány po mnoho desítek let se objevilo i velké množství koncepcí netradičních, které byly použity pouze na několika málo typech především experimentálních letadel. Zpracujte přehled běžných a zároveň také nejzajímavějších netradičních koncepčních řešení letadel a na základě zvolených technických parametrů mezi sebou tyto koncepce porovnejte.

### Cíle bakalářské práce:

- Získání přehledu o dané problematice.
- Stanovení základních technických parametrů, podle kterých lze jednotlivé koncepce navzájem porovnat.

### Seznam doporučené literatury:

- SLAVÍK, S.: Stavba letadel, ČVUT, Praha. 1997.
- PÁVEK, J., KOPŘIVA, Z.: Konstrukce a projektování letadel I, ČVUT, Praha, 1982.
- NIU, M. C. Y.: Airframe Structural Design, Conmilit Press Ltd., Hong Kong, 1988.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2017/18

V Brně, dne

L. S.

---

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.  
ředitel ústavu

---

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.  
děkan fakulty

## Abstrakt

Tato bakalářská práce pojednává o koncepcích letadel, které jsou z konstrukčního nebo jiného pohledu netradiční. Jednotlivé kapitoly popisují vybrané koncepce a uvádí konkrétní příklady letounů. Práce je rozdělená na dvě hlavní oblasti podle netypičnosti koncepcí. V rámci jednotlivých kapitol je porovnání dané koncepce na základě zvolených technických parametrů a uvedeny klady a zápory. U příkladů letounů je zmíněn jejich vznik a vývoj a popsána jejich konstrukce. Závěr kapitoly vždy obsahuje shrnutí a přehled technických údajů.

## Klíčová slova

Koncepce letadla, nekonvenční letoun, VTOL, negativní geometrie křídla, samokřídlo, tailsitter, konvertoplán, vektorování tahu, šikmé křídlo, vztlakové těleso

## Abstract

This bachelor thesis is about concepts of aircraft that are non-traditional in structural design or unconventional in different aspects. The individual chapters describe selected concepts and give specific examples of airplanes. The work is divided into two main areas according to the unusuality of concepts. Within chapters is the comparison of the given concept based on the chosen technical parameters and the pros and cons. The development and construction of airplanes are mentioned in examples. The conclusion of the chapter always contains a summary of the technical data.

## Keywords

Aircraft conception, unconventional aircraft, VTOL, forward-swept wing, flying wing, tailsitter, convertiplane, thrust vectoring, oblique wing, lifting body

## Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci *Netradiční koncepce letadel* vypracoval samostatně pod vedením Ing. Marka Horáka, Ph.D. V seznamu literatury jsem uvedl všechny použité zdroje.

V Brně 25. května 2018

.....  
Tomáš Musil

## Bibliografická citace

MUSIL, T. *Netradiční koncepce letadel*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2018. **62** s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Marek Horák, Ph.D..

## Poděkování

Rád bych poděkoval Leteckému ústavu Fakulty strojního inženýrství VUT v Brně, že mi umožnil vypracovat tuto bakalářskou práci. Zejména bych chtěl poděkovat vedoucímu bakalářské práce Ing. Marku Horákovi Ph.D. za vstřícný přístup a ochotu. Také děkuji Ing. Jiřímu Chlebkovi Ph.D. za cenné rady ohledně citačních norem a tvorby prezentace. Dále chci touto cestou poděkovat rodině a přátelům za jejich podporu při tvorbě práce a v průběhu studia.

# Obsah

---

<b>1. Úvod.....</b>	<b>10</b>
<b>2. Vertikální start a přistání.....</b>	<b>11</b>
1.1 Naklápění celého letounu .....	12
1.1.1 Convair XFY Pogo.....	14
1.1.2 Lockheed XFY-1 The Salmon .....	15
1.1.3 Le Snecma C.450 Coléoptère.....	16
1.1.4 Ryan X-13 Vertijet.....	17
1.1.5 Shrnutí vlastností naklápěcích letounů a přehled parametrů .....	18
1.2 Konvertoplán .....	19
1.2.1 Bell X-22.....	21
1.2.2 EWR VJ 101 .....	22
1.2.3 Canadair CL-84.....	23
1.2.4 Bell Boeing V-22 Osprey.....	24
1.2.5 Shrnutí vlastností konvertoplánů a přehled parametrů .....	25
1.3 Zdvihová pohonná jednotka a vektorování tahu .....	26
1.3.1 McDonnell Douglas AV-8B Harrier II.....	27
1.3.2 Lockheed Martin F-35 Lightning II.....	28
1.3.3 Shrnutí vlastností zdvihové pohonné jednotky a vektorování tahu a přehled parametrů letounů.....	29
<b>3. Uspořádání a tvar nosné plochy .....</b>	<b>30</b>
1.4 Samokřídlo .....	32
1.4.1 Northrop B-2 Spirit .....	33
1.4.2 Shrnutí vlastností samokřídla a přehled parametrů.....	34
1.5 Negativní geometrie .....	35
1.5.1 Junkers Ju 287.....	36
1.5.2 Grumman X-29 .....	37
1.5.3 Suchoj Su-47 .....	38
1.5.4 Shrnutí vlastností koncepce a přehled parametrů .....	39
1.6 Asymetrie .....	40
1.6.1 Blohm & Voss BV 141 .....	41
1.6.2 Rutan Model 202 Boomerang.....	42
1.6.3 Shrnutí vlastností asymetrických koncepcí a přehled parametrů letounů....	43
1.7 Šikmé křídlo .....	44
1.7.1 NASA AD-1.....	45



1.7.2	Shrnutí vlastností šikmého křídla a přehled parametrů .....	46
1.8	Vztlakové těleso .....	47
1.8.1	Vought V-173 .....	48
1.8.2	Vought XF5U Flying Flapjack .....	49
1.8.3	Martin Marietta X-24 .....	50
1.8.4	Shrnutí vlastností vztlakových těles a přehled parametrů letounů .....	51
<b>4.</b>	<b>Zhodnocení a vzájemné porovnání koncepcí .....</b>	<b>52</b>
<b>5.</b>	<b>Závěr .....</b>	<b>54</b>
<b>6.</b>	<b>Bibliografie .....</b>	<b>55</b>
<b>7.</b>	<b>Seznam obrázků .....</b>	<b>60</b>
<b>8.</b>	<b>Slovník použitých pojmů a zkratk .....</b>	<b>61</b>

# 1. Úvod

---

Od počátku letectví provázela vývoj nových letadel řada netradičních konstrukčních řešení i slepých vývojových větví. Snaha navrhnout věci novým způsobem a vyřešit tak problém novými cestami představovala vždy hnací sílu pokroku. Právě nekonvenční myšlení dalo vzniknout leteckému způsobu dopravy a samotnému leteckému průmyslu. Celou oblast letectví, můžeme nazvat z určitého pohledu netradiční, protože oproti jiným způsobům dopravy, například lodní nebo pozemní, nesahá její historie daleko. O co menší tradici má letectví o to bouřlivější byl vývoj v této oblasti. Od slavného letu bratří Wrightů netrvalo dlouho a lidé si začali uvědomovat, jak velký potenciál v létání je. Vznikaly stále lepší návrhy na létající stroje, z nichž některé se dočkaly realizace. Podle úspěšnosti návrhů se stávající koncepce dále vylepšovaly a rozšiřující se znalosti vedly ke vzniku dalších koncepcí. To, co dříve připomínalo metodu „pokus-omyl“, bylo časem nahrazeno sofistikovanými metodami umožňující odhadnout letové vlastnosti ještě před výrobou prvního prototypu. Postupnou evolucí se ukázalo, co bude úspěšné a definovalo to, jak si v dnešní době představujeme typický letoun. Ani dnes není tento vývoj zdaleka u konce. Nové technologie, materiály a rostoucí výpočetní výkon nám umožňují nejen navrhnout zcela nová řešení, ale i optimalizovat ty stávající. Letecká doprava se tak stala nejbezpečnějším způsobem dopravy. Vspělost vojenských letounů je symbolem technologické dominance. A pro letadla se nacházejí také nová uplatnění. Do budoucna se zcela jistě můžeme těšit na další rozvoj v oblasti letectví.

Tato práce se věnuje tématu netradičních koncepcí letadel. Netradičností v tomto případě myšleno nekonvenčnost daného řešení, která plyne z jeho ne příliš častého použití. Netradičnost zde také úzce souvisí s historickým obdobím, ke kterému ji vztahujeme. Například pohon proudovým motorem dnes můžeme považovat za běžný, ale v období druhé světové války se jednalo o velice netypický pohon. Podobně dvouplošníky jsou typickou konfigurací nosných ploch pro počátky létání a období první světové války. V dnešní době je ovšem použití této konfigurace netypické a považuje se v mnoha ohledech za překonané.

Důvodem vzniku novátorských řešení je ve snaha získat konkurenční výhodu ve chvíli, kdy vylepšování stávajícího řešení není postačující. Mnoho letounů zmíněných v této práci, vzniklo za účelem ověření reálných vlastností nově navržené koncepce. Jedná se často o experimentální stroje a prototypy. Z poznatků získaných při jejich testování se pak někdy odvodily návrhy nových letounů, které už našly reálná uplatnění. Mnoho různých koncepcí ale zůstalo pouze ve fázi návrhu. Porovnávání samotných návrhů je do značné míry obtížné, protože vyžaduje jejich detailní znalost a vysokou odbornou znalost. V této práci vycházím primárně z veřejně dostupných zdrojů. Proto jsem se rozhodl, že se zde budu zabývat pouze koncepcemi letadel, které byly vyrobeny v počtu alespoň jednoho kusu schopného letu.

Práce je rozdělená na dvě hlavní oblasti podle charakteru netypičnosti koncepcí. V první polovině práce se zabývám koncepcemi z oblasti vertikálního startu a přistání a ve druhé polovině uspořádáním a tvarem nosné plochy na letounu. Tyto dvě oblasti jsem si zvolil z toho důvodu, že do nich spadá velké množství netradičních koncepcí, které je možné vzájemně porovnávat. Pro každou koncepci popisuji vybrané letouny, které zastupují konkrétní netradiční řešení. Netradičnost není technickým parametrem a je do značné míry subjektivní. Konkrétní koncepce jsem tedy volil takové, které mi připadaly nejzajímavější a příklady letounů takové, které nejvhodněji reprezentují danou koncepci. Z důvodu rozsahu práce vynechávám letadla lehčí než vzduch, bezpilotní letouny a vrtulníky.

## 2. Vertikální start a přistání

---

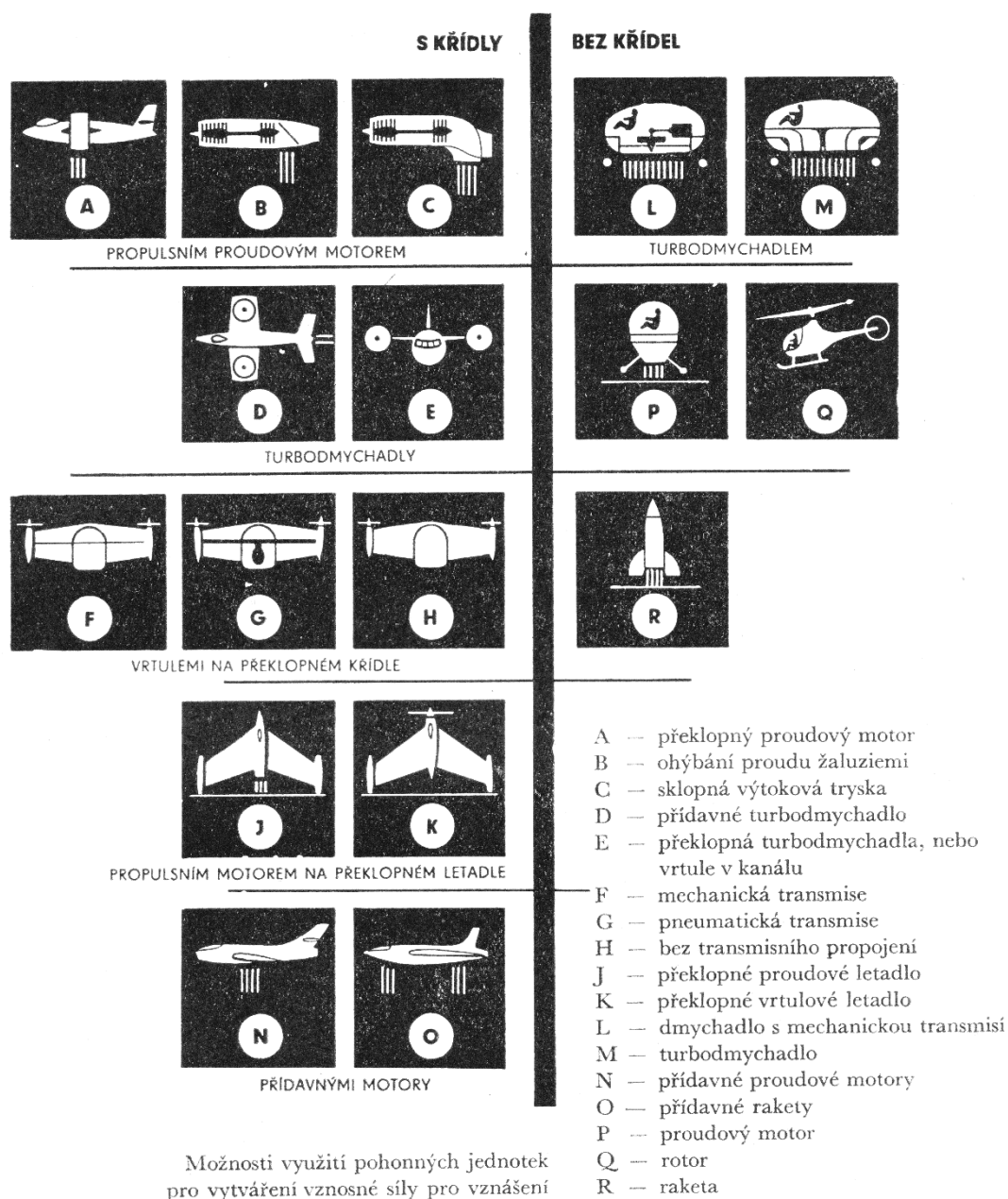
Velmi brzy poté, co se do vzduchu vyneslo první letadlo těžší vzduchu, začali konstruktéři přemýšlet, jak zkrátit nebo úplně eliminovat rozjezdovou dráhu. Stroj, který je schopen vzlétnout odkudkoli, je nezávislý na vzletových drahách, což přináší mnoho výhod. Zpočátku se nejvíce se o tyto možnosti zajímala zejména armáda. Letištní plochy představovaly v konfliktu zranitelné místo. Poškození rozjezdové dráhy dokáže vyřadit z boje i jinak bojeschopné letectvo. Kvůli dlouhé vzletové a přistávací dráze vznikla i samostatná kategorie vojenských plavidel – letadlové lodě. Ty sice umožnily nasazení letectva na dosud jinak nedosažitelných místech, ale kvůli rozměrům letové paluby byly velice nákladné, a i dnes si je může dovolit pouze pár států na světě.

S částečným řešením přišly vrtulníky, které využívají horizontálně rotujících nosných ploch. Tento typ letadla našel mnoho uplatnění jak v armádě, tak v civilním letectví, kde využívá výhod svislého startu a přistání. Vrtulníky se však neřadí do kategorie, kterou označujeme zkratkou VTOL (Vertical Take-Off and Landing). Vrtulníky dosahují oproti běžným letounům poměrně malé dopředné rychlosti, jejíž zvyšování naráží na aerodynamické a mechanicko-konstrukční bariéry. Listy nosného rotoru vrtulníku dosahují na každé straně jiné relativní rychlosti vůči směru pohybu, takže při vyšších dopředných rychlostech dochází k odtrhávání proudění od listů což vede ke ztrátě letové stability. Dosáhnout s klasickým vrtulníkem rychlostí větších než 400 km/h [1] je důsledkem toho problematické a nedá se předpokládat, že by bylo možné tuto hranici nějak zásadně zvyšovat. I po zavedení vrtulníků proto vznikaly nové projekty VTOL letadel, které měly spojit výhody vysoké rychlosti a svislého vzletu a přistání [2].

Rozvoj myšlenky vertikálního startu a přistání vedl ke vzniku mnoha netradičně řešených koncepcí. Vedle letounů se schopností VTOL rozlišujeme ještě podobnou kategorii STOL (short take-off and landing – krátký vzlet a přistání) a jejich kombinace – V/STOL (vertical and/or short take-off and landing) [3].

Existuje několik základních typů letounů těchto kategorií, které se liší hlavně podle způsobu přechodu ze svislého do vodorovného letu a podle způsobu použití pohonných jednotek. Na následujícím obrázku je základní rozdělení dle literatury [4].

## VYTVÁŘENÍ VZNOSNÉ SÍLY PRO VISENÍ NA LETADLECH



Obr. 1 Typy V/STOL [4]

### 1.1 Naklápění celého letounu

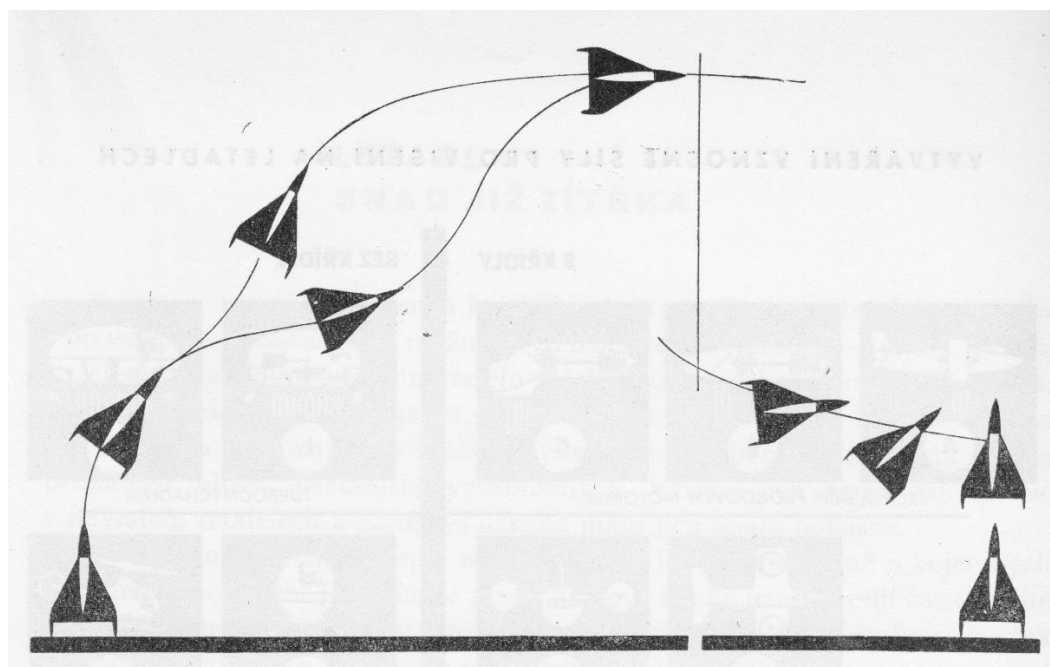
Koncepce s anglickým názvem tailsitter (doslovně přeloženo: „sedící na ocasu“) je jedním ze způsobů, jak vyřešit problém kolmého startu. Vyznačuje se tím, že ve startovní poloze je celý letoun orientován vertikálně. V takovém případě není nutné měnit směr tahu motoru vůči letounu nebo mít letoun vybaven motory speciálně určenými na vzlet. Díky vertikální orientaci se letoun vznese z místa pouze působením tahu od motoru, a když dosáhne dostatečné výšky nad zemí, přejde postupným náklonem na horizontální let. V horizontálním letu už křídla dokáží generovat vztlak. Let dále probíhá jako u běžného letounu, kdy tah motoru zajišťuje primárně dopředný pohyb. [5]

Z netypické startovní polohy vyplývá nutnost jinak tvarovat a dimenzovat prvky konstrukce. Zejména ocasní plochy musí udržet tíhu letounu a zajišťovat dostatečnou stabilitu při vzletu a přistání. To je také důvod, proč tyto letouny mají relativně malou délku trupu v poměru k velikosti nosných ploch.

Statický tah pohonné jednotky musí být větší než tíha letadla, což je základní podmínka svislého startu. [4] Pokud je pro pohon použita vrtule, funguje při startu podobně jako rotor u helikoptéry. Točivý moment vrtule vzniklý odporem listů je třeba kompenzovat, aby se zabránilo roztočení letounu kolem podélné osy. Nejvhodnějším řešením je použití protiběžné vrtule, kde se momenty vzájemně vyruší.

Kokpit v přední části letounu je při startovní poloze vysoko nad zemí a pilot do něj vstupuje po speciální přistavené konstrukci nebo plošině. Stejně tak musí být kokpit zařízen pro oba typy letového režimu. Při startu a přistání je tak pilot v nekomfortní pozici zády k zemi. Při přistání navíc pilot nehledí dopředu, ale musí se dívat za sebe a odhadovat vzdálenost od země. Pilotování takového stroje je z toho důvodu o dost obtížnější než u běžné koncepce a kladé nadstandartní požadavky na výcvik pilota. Pokud jde o pilotovu bezpečnost, je zapotřebí vyhazovací systém, který zabrání tomu, aby byl katapultován do roztočené vrtule nebo na zem.

Přechodový manévř ze startovací do cestovní polohy musí probíhat tak, aby v kterémkoliv okamžiku složka tahu pohonné jednotky a vztlaku na pevné nosné ploše byly rovné váze letadla. Při přistání letadlo ve vzduchu přejde z cestovní rychlosti na prakticky nulovou rychlost, otočí se do svislé polohy a sestoupí k zemi. Tento manévř je možno provést dvěma způsoby. Při prvním se nejdříve přejde do prudce vzestupného letu, při kterém postupně ztrácí rychlost. Po dosažení nulové rychlosti v nejvyšším bodě, začne klesat ve svislé poloze zády k zemi. Rychlost sestupu reguluje pohonná jednotka. Při druhém způsobu se letadlo postupně přetáčí do svislé polohy během letu a jak nosné plochy ztrácí vztlak přebírá nesení váhy pohonná jednotka. [4]



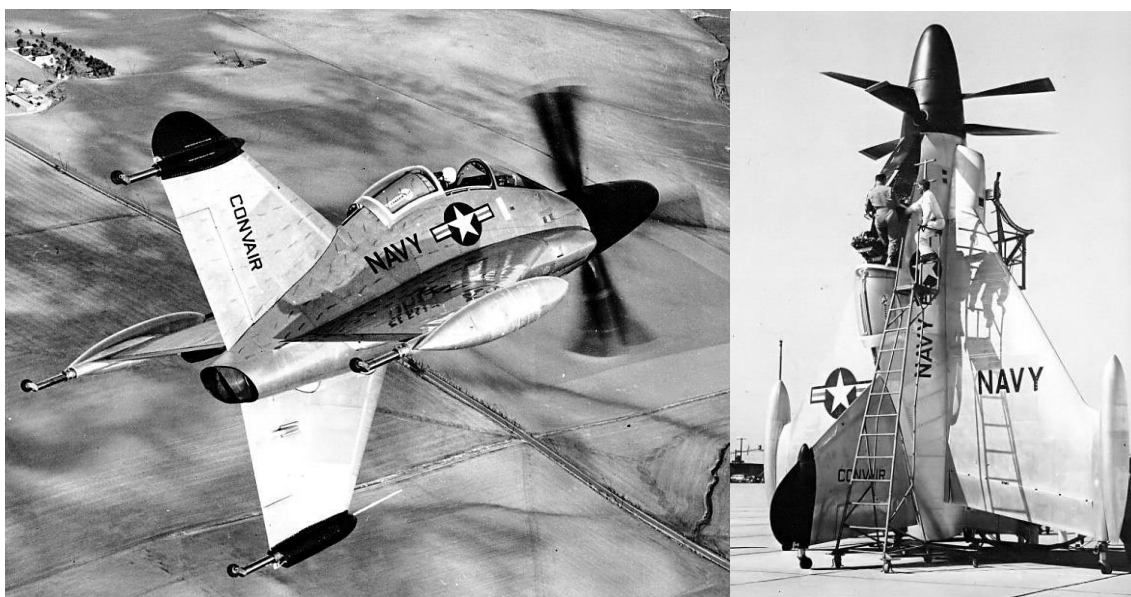
*Obr. 2 Průběh letu a přechodového režimu VTOL překlopného letadla [4]*

### 1.1.1 Convair XFY Pogo

V 50. letech 20. století si americké námořnictvo objednalo vypracování studií na bojové letadlo typu VTOL, které by bylo určeno na ochranu námořních konvojů a mělo startovat z plošin namontovaných v zadní části běžných lodí. Uvědomovalo si, že je velmi výhodné mít bojové letadlo, které je možné nasadit do vzdušné obrany na místa, kde letadlová loď nemá přístup. Po prostudování návrhů byly jako nejperspektivnější vyhodnoceny návrhy firem Convair a Lockheed. Obě firmy získaly kontrakt na stavbu prototypu. Tyto dva stroje měly být po ukončení letových testů upravitelné do sériové podoby. Letadla měli sestavit kolem výkonného turbovrtulového motoru Allison XT40-A-14 s výkonem 5 023 kW. Výzbroj se měla sestávat ze čtyř 20 mm kanónů nebo neřízených 64 mm raket. [6]

Letadlo společnosti Convair mělo delta křídlo s úhlem  $52^\circ$  a ve vertikální poloze měřilo 9,82 m, s rozpětím křídel 8,34 m. Velká křídla tohoto modelu byla spojená s mohutnou horní a dolní svislou ocasní plochou. Zadní část ocasních ploch tvořily směrová kormidla. Na zadní straně křídel se nacházely přistávací kolečka se silnými tlumiči. Pro celkové vzezření se mu přezdívalo „Pogo“. [7], [4]

Celkově vznikly tři prototypy. První se použil pro testování motoru a třetí pro statické testy. Pouze druhý prototyp letěl. Před prvním vzletem absolvovali s modelem XFY-1 přibližně 280 upoutaných vzletů, nejprve na nosném stožáru a pak ve velkém hangáru. Poprvé vzlétlo 1. srpna 1954, což bylo o šest týdnů později než první let XFV-1. Zkouška vertikálního startu dopadla úspěšně, takže piloti mohli uskutečnit další fázi zkušebních letů. Při nich bylo dosaženo maximální rychlosti 980 km/h ve výšce 4500 metrů. Lockheed i Convair však brzy zjistili, že zásadní konstrukční trhlinou návrhu nejsou vertikální starty, ale přistání. Pilot nebyl schopen vizuálně stanovit rychlost pádu, když sestup začal ve velké výšce. K vyřešení tohoto problému byl vyvinut radarový výškoměr, který upozorňoval na rychlost sestupu vyšší než 3 metry za sekundu, což bylo pro bezpečný sestup příliš. Ani jedna společnost nechtěla pokračovat v projektu, a proto se na jejich žádost oba programy v roce 1955 zrušily. Pogo prokázal, že koncepce VTOL tailsitter stíhače byla teoreticky možná, ale byla obtížně realizovatelná, protože vyžadovala velice kompetentní piloty. Dnes je k vidění v National Air and Space Museum v Silverhill, kde reprezentuje slepou vývojovou větev letecké evoluce. [8]



Obr. 3 Convair XFY Pogo [8]

### 1.1.2 Lockheed XFV-1 The Salmon

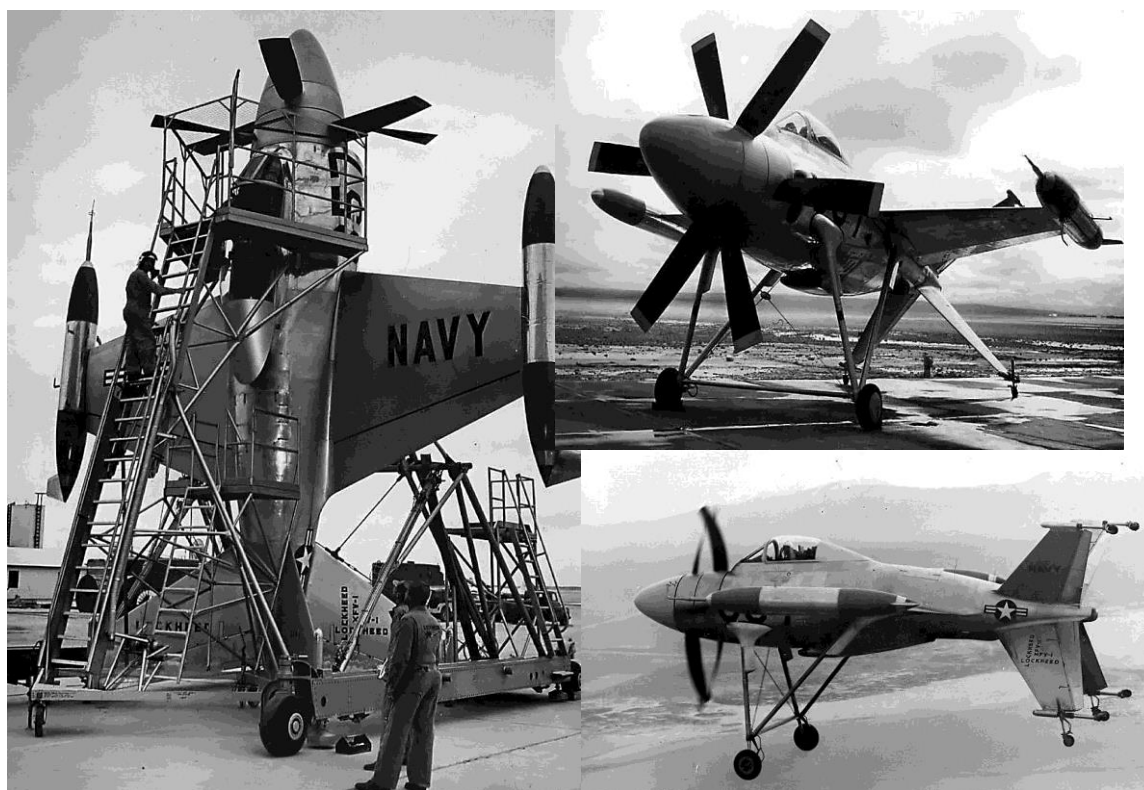
Prototyp Lockheed XFV-1 bylo dokončen v roce 1953. Ve svislé poloze měřil 11,22 m, rovná křídla měla rozpětí 9,32 m. Celková hmotnost byla 7 299 kg, což bylo tunu více než návrh Convairu. Vzhledem ke skutečnosti že motor Allison XT40-A-14 ještě nebyl připraven, vybavili konstruktéři letadlo slabším motorem XT40-A-6 s výkonem 4 362 kW. Ten byl umístěn v mohutné přední části trupu a poháněl vrtule Curtiss-Wright Turboelectric s průměrem 4,88 m a konstantní šířkou listů. Stejně jako u Poga, bylo sedadlo namontováno na otočných kloubech, umožňující náklon 45° a poskytující pilotovi přijatelnou použitelnost v obou letových režimech. Hned za hlubokými nosnými plochami následovaly čtyři ocasní plochy křížového tvaru, z nichž každá byla osazena jedním zadním otočným podvozkovým kolečkem. Pro rybí tvar se letounu přezdívalo „Salmon“. Pro první fázi letových zkoušek vybavili tento model pevným podvozkem s dlouhými nohama. [9], [10], [4]

Ani jednou během 32 zkušebních letů nestartoval Salmon vertikálně. Avšak během letu mnohokrát přešel z polohy horizontální do vertikální.

Sériové stroje měly být vyzbrojené buď čtyřmi 20 mm kanóny nebo 48 raketami s průměrem 6,4 cm, umístěnými rovnoměrně mezi obě pouzdra na koncích křídel. Také se lišily výkonnějšími motory Allison T-54A-16, neprůstřelným čelním krytem kabiny, pancéřováním a vyhledávacím radarem v předním nepohyblivém dílu vrtulového kužele. [10], [11]

Testovaný prototyp najdete v Sun'nFunCampus Museum v Lakeland Linder Regional Airport na Floridě. Druhý (nedokončený) je u brány letecké základny námořnictva v kalifornském Los Alamitos Army Airfield.

V druhé polovině padesátých let vznikl ve společnosti Lockheed návrh stroje CL-295 stejné koncepce, avšak poháněného proudovými motory. Nikdy však neopustil rýsovací stůl. [9]



Obr. 4 XFV Salmon [8]



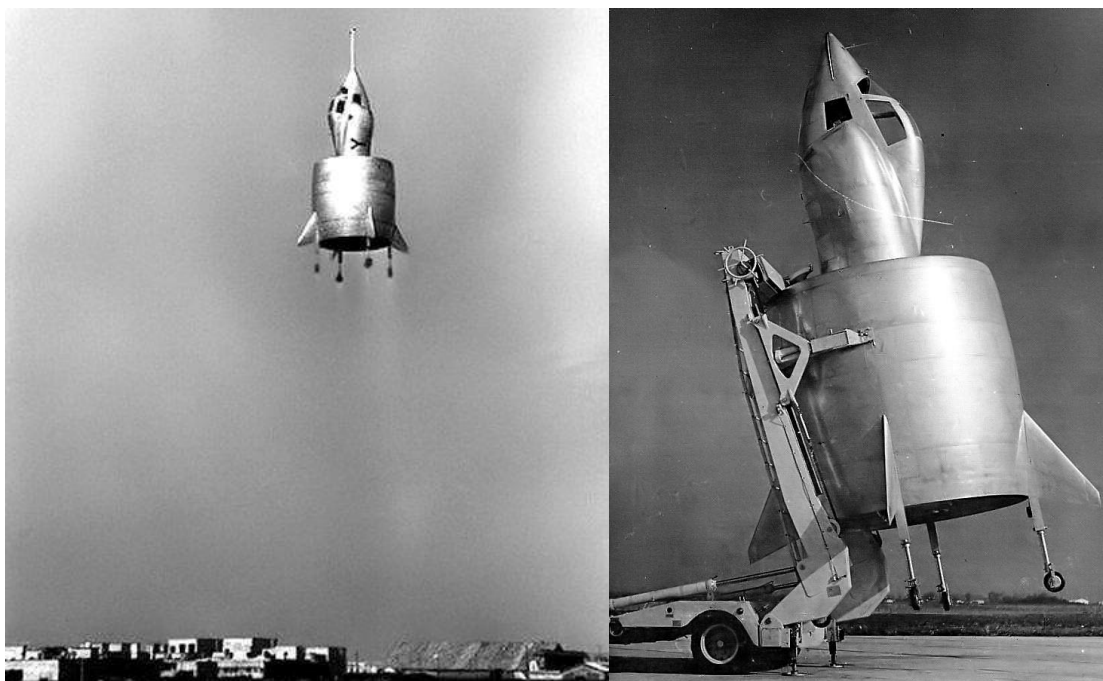
### 1.1.3 Le Snecma C.450 Coléoptère

Typ C.450 Coléoptère byl jednomotorový jednomístný zkušební letoun nekonvenční celokovové konstrukce. Stroj neměl klasické ocasní plochy, nosnou plochou bylo prstencové křídlo obepínající zadní část trupu. Tento letoun dal vzniknout pojmu koleoptéra, který zahrnuje stroje obdobné konstrukce. Podvozek byl pevný čtyřbodový s malými koly připevněný vzpěrami k žebrům křídla. Prstencové křídlo bylo dlouhé 3 metry a mělo průměr 3,2 metru. Křídlo bylo spojeno s trupem čtyřmi vzpěrami ve tvaru šípových křídel. Na konci křídla se nacházela čtyři trojúhelníková kormidla, která dohromady tvořily jakési ocasní plochy letadla. Tyto plochy doplňovaly dvě malé zatažitelné plošky na přídi, jejichž účelem bylo vylepšovat stabilitu letadla při přechodu z vertikální do horizontální polohy a naopak. [12]

Pilot seděl na katapultovací sedačce, která byla pro zajištění pilotova nejlepšího možného výhledu zavěšena pohyblivě kolem příčné osy a umožňovala náklon  $-10^\circ$  až  $45^\circ$ .

První letoun byl postaven v továrnách Nord Aviation v roce 1958, převážně ze soukromých zdrojů. Letadlo absolvovalo svůj úvodní volný let v květnu 1959 s motorem SNECMA-Atar 101E-5V se statickým tahem 36,28 kN a poměrem tahu k hmotnosti 1,23. Dosáhlo přitom výšky 800 metrů. Během přechodové fáze se asi po padesáti stupních projeví problémy s klopením a zatáčením, které přerostly do nekontrolovatelných vibrací.

Devátý let C-450 byl prototyp zničen, když pilot během neúspěšného manévru neměl jinou možnost než se katapultovat pouhých 15 metrů nad zemí. Byl při tom vážně zraněn a celý program C-450 byl touto nehodou odsouzen k neúspěchu. Krátký testovací program považovala společnost SNECMA za úspěšný a chtěla ve vývoji koleoptér pokračovat. Francie a jiné země NATO však ztratily zájem o letadla této koncepce. Druhý rozestavěný stroj už nebyl nikdy dokončen. [8], [9]



*Obr. 5 Le Snecma C-450 Coléoptère [8]*



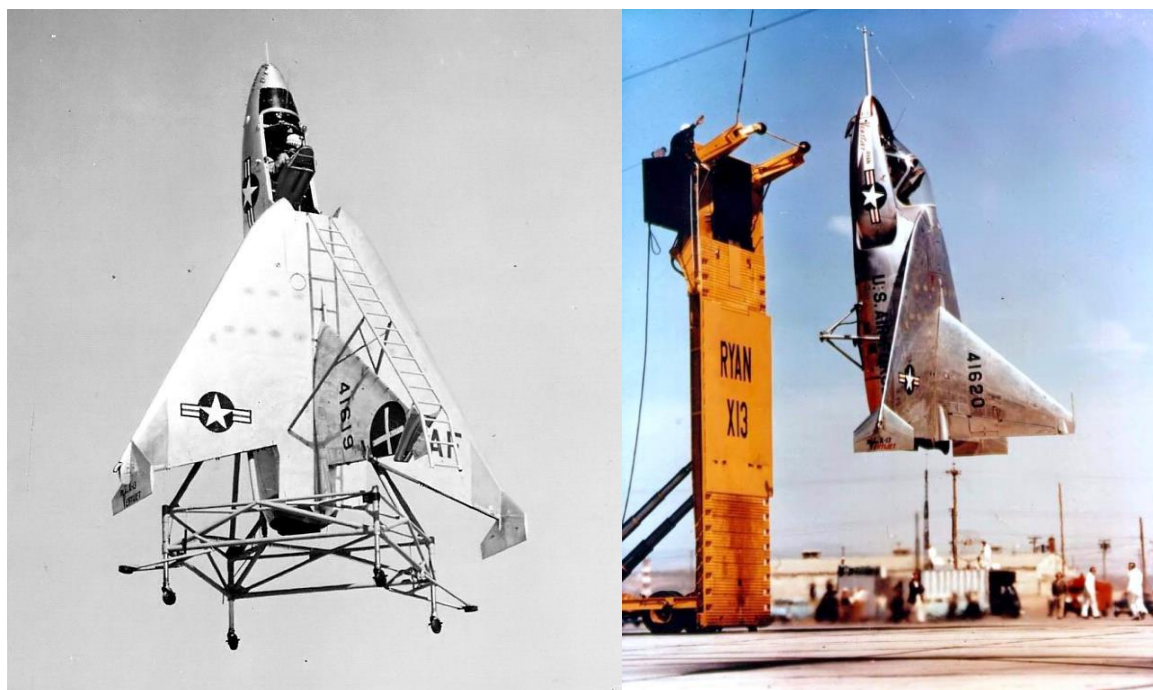
#### 1.1.4 Ryan X-13 Vertijet

Po neúspěšných programech XFY-1 Pogo a XFV-1 Salmon se americké námořnictvo myšlenky VTOL stíhacího letounu nevzdalo. Proudová technologie od té doby pokročila a zakázku na nový technologický demonstrátor získala firma Ryan Aeronautical Company. Jedním z požadavků na nový letoun byla i možnost operovat z ponorky. O program se začalo zajímat i americké letectvo a v pozdější fázi převzalo financování, když námořnictvo ztratilo zájem.

Ryan X-13 Vertijet byl vyroben převážně z hliníku s použitím titanu v tepelně namáhaných částech. Byl to jednomotorový proudový letoun s delta křídlem s úhlem  $60^\circ$  a nulovým vzepětím. Šlo o jednomístný bezocasý hornoplošník. Při přistání se zachytával kabelu na přistávací rampě částečně zatahovatelným hákem pod trupem. Na koncích nosného křídla byly instalovány malé pomocné plochy (zvané winglety) a malé otočné trysky (puffery) pro vektorování tahu. Tyto prvky napomáhaly stabilizaci v režimu visení a během přechodové fáze z vertikálního do horizontálního letu a naopak, kdy byly klasické řídicí prvky neúčinné. Sedačka v kokpitu byla teoreticky schopna úspěšné katapultáže i v nulové výšce a při nulové rychlosti. Při svislém letu se nakláněla o  $45^\circ$  dopředu pro zajištění pilotova lepšího výhledu.

V rámci programu byla provedena celá řada letových zkoušek nejdříve s konvenčním vzletem a přistáním. X-13 byl proto vybaven pevným tříkolovým podvozkem. Postupně se provedl i kolmý vzlet a vyzkoušel režim visu v malé výšce nad zemí. Pro tento účel se na letadlo namontovala svislá v trubková konstrukce sloužící jako podvozek viz. Obr. 6 vlevo. [13],

28. května 1956 se poprvé úspěšně vyzkoušel přechod z dopředného letu do režimu visení a naopak. X-13 se tak stal prvním proudovým letounem světa, který tuto fázi zvládl. Pak se přistoupilo i ke kolmým startům z mobilní odpalovací rampy. Tento proces i s přechodem do vodorovného letu a zpět k přistání a zaháknutí se do svislé plošiny byl úspěšně absolvován a brzy na to představil X-13 Vertijet své schopnosti během oficiální prezentace ve Washingtonu, D.C. Zkoušky probíhaly až do roku 1958, kdy byl program zastaven. Přednost dostaly protivzdušné raketové systémy země-vzduch. [8]



Obr. 6 Ryan X-13 Vertijet [8]

### 1.1.5 Shrnutí vlastností naklápěcích letounů a přehled parametrů

- Snadné a rychlé operativní nasazení nezávislé na letištích
- Velké výkonnostní, hmotnostní a velikostní nároky na pohonnou jednotku
- Obtížná pilotáž
- Horší letové výkony oproti běžné koncepci

Parametry/letoun	Convair XFY Pogo [6], [7]	Lockheed XFY-1 [11], [10]	SNECMA Coléoptère [9], [8]	Ryan X-13 Vertijet [8], [13]
Typ	experimentální stíhací letoun	experimentální stíhací letoun	experimentální letoun	experimentální stíhací letoun
Výrobce	Convair	Lockheed	SNECMA, Nord Aviation	Ryan Aeronautical
Země	USA	USA	Francie	USA
Uživatel	US Army, US Navy	US Army, US Navy	-	US Air Force, US Navy
První let	1954	1954	1959	1955
Vyrobených kusů	3	2	1	2
Posádka	1	1	1	1
Délka [m]	9,8	11,23	8,2	7,14
Rozpětí [m]	8,4	8,36	4,51 (Průměr válce 3,2)	6,4
Výška [m]	6,98	11,23	8,2	4,62
Nosná plocha [m <sup>2</sup> ]	33	22,85	18	17,8
Prázdná hmotnost [kg]	5 060	5 261	-	2 424
Maximální vzletová hmotnost [kg]	7 370	7 358	3 000	3 272
Pohonná jednotka	1×turbovrtulový motor Allison YT-40-A6	1×turbovrtulový motor Allison YT-40-A14	1×proudový motor SNECMA Atar 101 E5V	1× proudový motor Rolls-Royce Avon
Výkon [kW]	3 803	3 803	-	-
Tah [kN]	-	-	36,28	44,5
Maximální rychlost [km/h]	765	935	800	560
Dolet [km]	805	675	-	307
Dostup [m]	11 440	13 100	3000	6 100
Stoupavost [m/min]	3042	3300	7800	-
Hmotnost/ nosná plocha [kg/m <sup>2</sup> ] <sup>1</sup>	186	322	167	172
výkon/hmotnost [W/kg] <sup>1</sup>	516	517	-	-
Tah/tíha [-] <sup>1</sup>	-	-	1,23	1,39

<sup>1</sup> Údaje jsou počítány pro maximální vzletovou hmotnost.

## 1.2 Konvertoplán

Konvertoplán je letadlo těžší vzduchu, které mění v průběhu letu metodu dosažení vztlaku a je schopno kolmého startu a přistání (VTOL). Nejběžnější koncepcí je pevné nosné křídlo zajišťující vztlak při horizontálním letu a překlopný rotor pro zajištění vztlaku při vzletu a přistání. Hlavní výhodou konvertoplánů oproti jiným V/STOL koncepcím je použití stejné pohonné jednotky pro oba letové režimy. Nevýhodou je konstrukční složitost.

Rozlišujeme několik koncepcí konvertoplánů. Na obrázku na následující straně je jejich porovnání z hlediska účinnosti vztažené na nosnou plochu. [14]

### **Překlopná zaplášťovaná vrtule**

Letadlo s překlopnými zaplášťovanými vrtulemi (anglicky „Tilt Duct“) má dvě nebo více vrtulí obepnutých kovovým prstencem, které se překlápějí. Tato koncepce snižuje ztrátu tahu na koncích vrtule a zvyšuje průtok vzduchu. Díky tomu dosahuje vyšší účinnosti, zejména v nízkých rychlostech. Nerozšířila se z důvodu hmotnosti a nárůstu odporu ve vyšších rychlostech. [15]

### **Překlopný rotor**

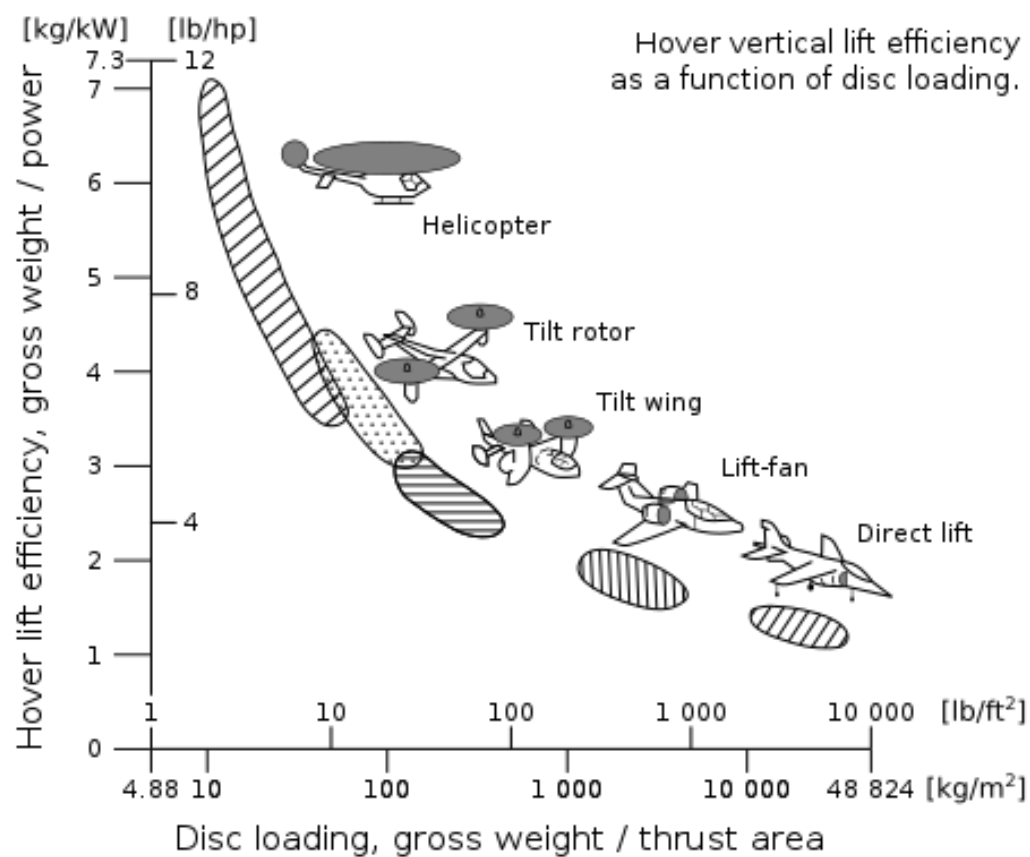
Letadlo s překlopnými rotory (anglicky „Tilt Rotor“) nebo vrtulemi (méně často „Tilt Prop“) má nosné křídlo jako součást draku, na němž jsou instalovány překlopné rotory, které při vzletu vytváří vztlak. Po vzletu se pro dopředný let překlopí pouze rotory a pevné nosné křídlo následně vytváří potřebný vztlak.

### **Překlopný proudový motor**

Letadlo s překlopnými proudovými motory (anglicky „Tilt Jet“) je obdobnou koncepcí jako dvě výše uvedené. Využívá pro kolmý vzlet, přistání a horizontální let překlopné proudové motory. Nevýhodou je konstrukční složitost a tepelné poškození vzletové plochy při kolmých startech.

### **Překlopné křídlo**

Koncepce letadla s překlopným křídlem (anglicky „Tilt Wing“) má otočné nosné křídlo s pevně uchyceným rotorem (resp. více rotory), které při dopředném letu vytváří vztlak. Po vzletu se pro dopředný let překlopí celé nosné křídlo i s namontovanými rotory. Překlopné křídlo nabízí oproti koncepci s překlopným rotorem výhodu v účinnosti, protože tah rotoru není omezen plochou křídla. [3]



Obr. 7 Porovnání účinnosti VTOL koncepcí [14]

### 1.2.1 Bell X-22

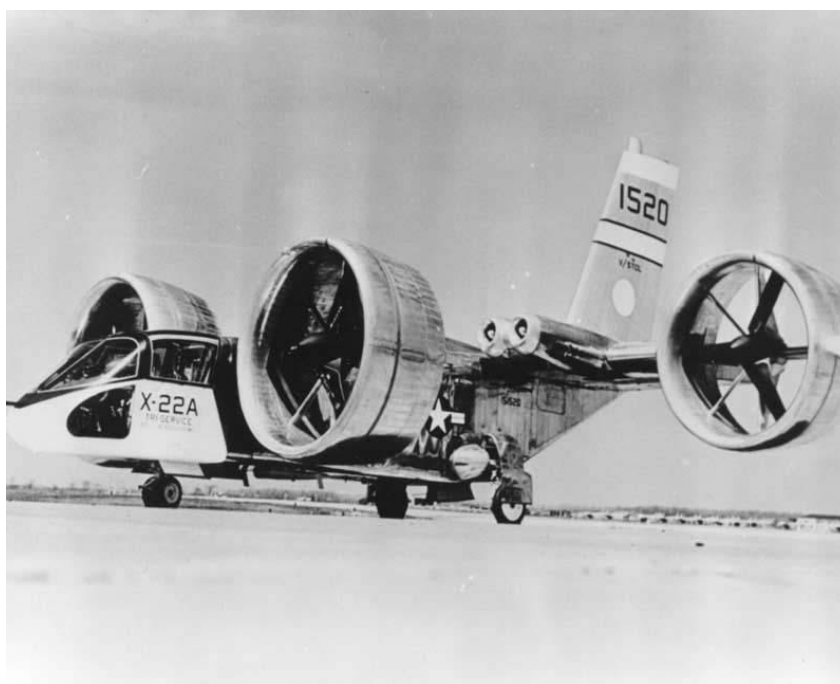
X-22 byl experimentální konvertoplán postavený na objednávku amerického námořnictva v roce 1962. Jednalo se o koncepci s překlápnými zaplášťovanými vrtulemi. Konvertoplán měl čtyři vrtule obeprnuté kovovým prstencem, které se dokázaly překlápět.

X-22 byl poháněn čtyřmi turbohřídelovými motory General Electric-YT58-GE-8D o výkonu 945 kW, které byly umístěné na náběžných hranách zadních nosných ploch. Prostřednictvím soustavy hřídelů přenášely svůj výkon na třílisté nastavitelné vrtule o průměru 2,1 metru. Letadlo mělo dvě křídla – přední, téměř úplně zakryté prstencem s rozpětím 7,01 metru, a zadní s rozpětím 11,96 metru. Na konci trupu se ještě nacházela jedna nadstandardně vysoká vertikální ocasní plocha. Pár překlápných zaplášťovaných vrtulí byl umístěn za pilotní kabinou, druhý pár pak na konci nosného křídla v zadní části trupu.

První prototyp X-22A vzlétl 17. března 1966, provedl čtyři svislé vzlety do výšky 7,5 m a zkoušky dopředného letu při rychlostech 160 km/h. Zřítel se 8. srpna kvůli poruše hydraulického systému ovládající náklon vrtulí. Jeho oprava by byla příliš komplikovaná, a tak byl rozebrán na díly pro zajištění operačního provozu druhého prototypu. Ten odlétal 386 svislých vzletů 405 přistání a 185 přechodů z vodorovného do svislého letu a opačně. Přičemž většina testů byla zaměřena na vývoj nových technologií pro letadla typu V/STOL, a nikoliv specificky na ověřování zvolené koncepce. Ve vodorovném letu dosáhl rychlosti přes 412 km/h a 30. července 1968 překonal světový rekord ve své kategorii dosažením výšky 2445 m ve svislém stoupání.

Druhý prototyp X-22A definitivně ukončil svou letovou kariéru v roce 1988 a v současnosti je vystaven v Niagara Aerospace Museum v New Yorku. Ačkoli byl X-22 považován za dosud nejlepší stroj této kategorie, program byl zrušen. Požadovaná rychlost 525 km/h nebyla nikdy dosažena. Přispěl však k mnoha poznatkům pro budoucí letouny s charakteristikou VTOL.

[9], [16]



Obr. 8 Bell X-22 [17]

### 1.2.2 EWR VJ 101

VJ 101 byl proudový experimentální letoun vzniklý na základě požadavků německé federální vlády na vývoj nadzvukového stíhacího letounu se schopností kolmého startu a přistání. Měl to být první V/STOL design potenciálně schopný letu rychlostí Mach 2. Jeho vývoj započal v 60. letech 20. století.

Na základě specifikací byly společností EWR (Entwicklungsring Süd) postaveny dva letové prototypy VJ-101C s individuálním označením X1 a X2. Zatímco první se měl primárně zaměřit na testy kolmého vzletu a přistání, druhý byl určen na testy při nadzvukových rychlostech. Pohon zajišťovaly čtyři motory Rolls-Royce RB.145 s tahem 12,25 kN (16,25 kN s přidavným spalováním), které byly spárovány ve dvou gondolách na konci křídla a mohly se otáčet z horizontální pozice do  $+6^\circ$  od vertikály. Tato koncepce je známá pod anglickým názvem „Tilt jet“. Za pilotní kabinou byly ještě dva zdvihové motory stejného typu. [18]

Kompletní přechod od svislého vzletu přes přímočarý let až po přistání se podařil při šestém letu 20. září 1964. V červenci 1964 se pak stal se prvním letadlem typu VTOL, které překonalo zvukovou bariéru. Tento stroj byl však během dalšího testování zničen při náhlé havárii. Pilot se z výšky tří metrů katapultoval, což mu zachránilo život, ale jen za cenu vážných zranění. X1 během své existence uskutečnilo 132 letů, 14 vertikálních přechodů a dosáhlo maximální rychlosti Mach 1. [9]

Druhý prototyp X2, který byl vybaven motory s přidavným spalováním, vzletl 12. června 1965. Samotné použití přidavného spalování mělo mnohé negativní důsledky. Docházelo k poškození vzletové dráhy a konstrukce letounu byla nadměrně mechanicky a tepelně namáhána odrazem horkých spalín do trupu. Proto byla vyvinuta odlišná koncepce startu, kdy letadlo mírně poskočilo směrem vpřed a následně vzletlo. X2 havaroval v roce 1967 při pokusu o přistání po nasátí výtokových zplodin a následné náhlé ztrátě tahu. Naštěstí se ho podařilo opravit do letuschopného stavu. Během celkových 325 letů se mu podařilo dosáhnout maximální rychlosti Mach 1,14. [18]

Celý program zastaven poté, co bylo zřejmé, že letoun nikdy nedosáhne požadovaných charakteristik. V té době se už pracovalo na třetím prototypu s dvoumístným tandemové uspořádaným kokpitem. Koncepce s otočně uloženými pohonnými jednotkami byla opuštěna vývoj však pokračoval modelem VJ-101D, který přišel se dvěma hlavními motory s deflektory pro dopředný let a pěti zdvihovými motory. Následovala ještě verze VJ-101E se sofistikovanějšími motory, které měly otočné vektorovatelné trysky. Ty doplňovala šestice zdvihových motorů za kabinou. [9]



*Obr. 9 EWR VJ 101 [9]*



### 1.2.3 Canadair CL-84

Letadlo CL-84 byl kanadský experimentální letoun s překlopným křídlem. Vzniklo na popud kanadského letectva jako stroj určený výhradně pro experimentální účely.

Jeho nosné plochy s rozpětím 10,56 metru se mohly zcela otočit okolo příčné osy tak, že překlápěcí rozsah vrtulí sahal od  $+2^\circ$  do  $+120^\circ$ . Nehledě poměrně velkých vrtulí o průměru 4,3 metru vypadal typ CL-84 jako běžný hornoplošník s malým rozpětím křídel. Nejvýraznějším znakem byly dvě malé protiběžné vrtule na konci trupu, které se otáčely v horizontální rovině. Tyto vrtule zajišťovaly řízení stroje kolem příčné osy a stabilizaci letu při visení a ve fázi přechodu do horizontálního letu. Pohon zajišťovaly dva turbohřídelové motory AVCO-Lycoming T53 s výkonem po 1118 kW.

První prototyp uskutečnil svůj úvodní let v květnu 1965, avšak v září 1967 byl zničen. Následovaly tři v podstatě stejné modely CL-84-1 se silnějším pohonem a zdokonaleným řízením letu, které uskutečnily rozsáhlý testovací program v letech 1965 až 1974. Tyto stroje potvrdily slibný koncept modelu CL-84. Plánování sériových letadel s výkonnějšími motory pro nákladní a osobní dopravu se však postupně přerušilo. Program byl zastaven v roce 1974. [9], [19]



*Obr. 10 Canadair CL-84 [9], [19]*

### 1.2.4 Bell Boeing V-22 Osprey

V-22 Osprey je produktem jednoho z nejambicióznějších a nejnákladnějších leteckých programů konce dvacátého století. Je to americký vojenský konvertoplán s překlopnými rotory a charakteristikou jak VTOL tak STOL. Je určen k plnění úkolů jako konvenční vrtulník s dlouhým doletem, přičemž může dosáhnout rychlosti turbovrtulového letadla. V-22 byl vyvinut společně firmami Bell Helicopter Textron a Boeing Rotorcraft Systems a je používán americkou námořní pěchotou a letectvem.

Pohánějí ho dva turbohřídelové motory Allison T406-AD-400 s výkonem 4522 kW. Ty přenášejí svůj výkon na dvě překlopné vrtule/rotory s průměrem 11,58 metru. Během 12 sekund se mohou rotory natočit až o 90° dopředu a pracují jako u běžného turbovrtulového letounu. Avšak ve srovnání s vrtulníkem stroj dosahuje výrazně delšího doletu. Motory jsou kvůli synchronizaci spojeny hřídelem, který prochází přes křídlo. Verze MV-22 má nákladový prostor pro 24 vojáků nebo 4536 kg nákladu, přístupný přes zadní sklopnou rampu nebo boční odsouvatelné dveře. Kvůli ušetření místa na palubách lodí lze křídlo otočit o 90 stupňů a listy rotorů je možné sklopit. Letoun je schopen doplňování paliva během letu a má nainstalovaný 12,7 mm rotační kulomet GAU-19. [9]

Osprey byl vyvíjen v rámci společného programu americké námořní pěchoty, letectva, armády a námořnictva. Požadavky na počáteční návrh byly vzneseny v prosinci 1982 a do konkurzu se přihlášily firmy Aérospatiale, Bell Helicopter, Boeing Vertol, Grumman, Lockheed a Westland. Zákázku na výrobu prototypu dostal jen společný návrh Bell a Boeing Vertol a ze společného úsilí vzešel prototyp Bell XV-15 jako zmenšená verze budoucího Osprey. [20]

Vývoj plné verze započal v roce 1986. Práce byla rovnoměrně rozdělená mezi obě firmy. Bell Helicopter měl na starosti vývoj a výrobu křídla, rotoru a ocasních ploch, nákladového prostoru a také integraci motorů Rolls-Royce. Boeing Helicopters vyráběl trup a kokpit a vyvíjel avioniku s řízením letu. První letoun byl představen za velkého medálního zájmu v květnu 1988. První let se potom uskutečnil o rok později, ale celý program v průběhu dalšího vývoje nabral velké zpoždění a několikrát přesáhl původní rozpočet. [20]

Během testování i v následném provozu se stroj jevil jako značně nespolehlivý. Několik strojů havarovalo a celkem si zkoušky vyžádaly životy třiceti mužů. Při vůbec nejhorším z mnoha neštěstí spojených s vývojem V-22 zahynulo roku 2000 devatenáct námořních pěšáků. Ani dnes konvertoplán Bell Boeing V-22 Osprey nelze považovat za natolik vyspělou technologii, aby ho bylo možné bez rizika používat pro dopravu hlavy amerického prezidenta, vysokých důstojníků a členů vlády. [21]



*Obr. 11 Bell Boeing V-22 Osprey [20]*



### 1.2.5 Shrnutí vlastností konvertoplánů a přehled parametrů

- Konvertoplán používá stejné pohonné jednotky pro oba letové režimy.
- Nevýhodou je konstrukční složitost

Parametry/letoun	Bell X-22 [16], [9]	EWR VJ 101 [18], [9]	Canadair CL-84 [19]	Bell Boeing V-22 Osprey [20],
Typ	experimentální konvertoplán	experimentální stíhací letoun	experimentální letoun	transportní konvertoplán
Výrobce	Bell Aircraft Corporation	Entwicklungsring Süd	Canadair	Bell Helicopter Boeing Rotorcraft Systems
Země	USA	Německo	Kanada	USA
Uživatel	US Navy	Německé ministerstvo obrany	NRB and DRB of Canada	US Air Force US Navy
První let	1966	1963	1965	1989
Počet vyrobených kusů	2	2	4	2
Posádka	2 + 6 pasažérů	1	2	4 + 24 až 32 vojáků
Délka [m]	12,07	15,7	14,415	17,5
Rozpětí [m]	11,96 7,01 (přední)	6,61	10,46	25,8
Výška [m]	6,31	4,3	4,34	6,73
Nosná plocha [m <sup>2</sup> ]	-	18,6	21,67	28
Prázdná hmotnost [kg]	4 753	4 420	3 818	15 032
Maximální vzletová hmotnost [kg]	8 003	7 700	6 577 STOL 5 710 VTOL	21 500
Pohonná jednotka	4×turbohrádelový motor General Electric-YT58-GE-8D	6×Proudový motor Rolls-Royce RB145R	2 × Lycoming T53 turbohrádelový motor	2×turbohrádelový motor T406/AE 1107C-Liberty
Výkon, tah <sup>2</sup>	945 kW	15,8 kN	1 118 kW	4 590 kW
Maximální rychlost	409 km/h	1 320 km/h Mach 1,14 ve výšce 1000 m	517 km/h	509 km/h
Dolet [km]	716	3 800	678	1 627
Dostup [m]	8 500	18 500	3000	7 620
Stoupavost [m/min]	-	-	1260	963
Hmotnost/nosná plocha [kg/m <sup>2</sup> ]	-	414	195	768
výkon/hmotnost [W/kg]	472	-	392	427
Tah/tíha [-]	-	1,26	-	-

<sup>2</sup> Uvedeno v jednotkách dle zvyklosti pro daný typ motoru. Platí vždy pro jeden motor.

## 1.3 Zdvihová pohonná jednotka a vektorování tahu

### Zdvihový motor

Zdvihový motor je proudový motor, jehož tah nevyvozuje na letounu dopředný pohyb, ale působí ve vertikálním směru například během startu a přistání. Pro tento účel může být samostatně zabudován do trupu nebo křidel letounu, nebo být řešen jako otočný.

Nevýhody pomocného zdvihového motoru jsou vysoká spotřeba paliva a že tvoří mrtvou zátěž, když motor už není potřebný pro zdvih. Dále zabírá hodně místa trupu, které by mohlo být použito pro palivo nebo jiné systémy. [22]

### Zdvihové dmychadlo

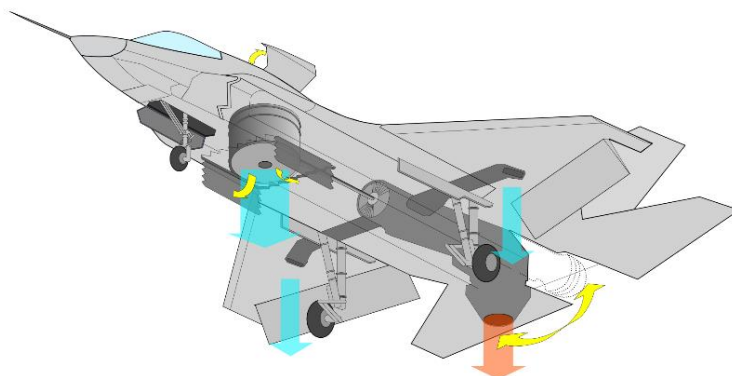
Zdvihací dmychadlo je poháněno hlavním motorem přes hnací hřídel. Není-li to nutné, je odpojen od motoru, takže nespotřebovává energii. Vlastnosti jsou podobné jako u zdvihového motoru, oproti kterému může mít výhodu v hmotnosti nebo konstrukční jednoduchosti. [23]

### Vektorování tahu

Vektorování tahu je schopnost letadla nebo rakety měnit směr tahu z výstupních trysek motoru požadovaným směrem. Vektorování tahu má velké využití u raket a balistický střel, kde se používá jako primární způsob řízení letu. Vzniklo při vývoji V/STOL letounů, kde usměrnění tahu pomáhá výrazně zkrátit vzletovou dráhu. Vektorování tahu také zlepšuje obratnost letounu při manévrech, zatímco konvenční letouny se musí při manévrování spoléhat pouze na ovládací plochy.

Většinou současně provozovaných letounů s vektorovatelným tahem používá proudové motory s nastavitelnými tryskami, aby odklonily proud výfukových plynů. Tato metoda dokáže úspěšně odklonit tah až o  $90^\circ$ . Motor musí být dimenzován pro vertikální zdvih, spíše než pro běžný let, což vede k nárůstu hmotnosti. Přídavné spalování je obtížné zabudovat a je nepraktické pro vektorování tahu při vzletu a přistání, protože velmi horké výfukové plyny mohou poškodit povrch dráhy. Bez přídavného spalování je však těžké dosáhnout nadzvukových rychlostí. [24]

V současné době jsou zaváděny první bojové letouny běžně vybavené vektorováním tahu. Letouny používají pro vektorování tahu vychylování trysky proudového motoru, které se mohou pohybovat buď jen vertikálně jako u F-22, nebo všemi směry jako u letounu Suchoj Su-47. Výjimkou je experimentální letoun X-31, který pro změnu vektoru tahu využíval deflektory. [24]



Obr. 12 Zdvihové dmychadlo a vektorování tahu u Lockheed Martin F-35 Lightning II [25]

### 1.3.1 McDonnell Douglas AV-8B Harrier II

McDonnell Douglas AV-8B Harrier II je jednomotorový bitevní letoun, který představuje druhou generaci letounů Harrier. Je schopen svislého vzletu a přistání nebo vzletu na krátké dráze (V/STOL). Byl navržen koncem 70. let 20. století jako výsledek anglo-amerického vývoje britského letounu Hawker Siddeley Harrier, což byl první operačně způsobilý V/STOL letoun.

Projekt, který nakonec vedl k letounu AV-8B, byl zahájen začátkem 70. let 20. století jako společné úsilí Spojených států a Spojeného království, zaměřené na řešení provozních nedostatků první generace letounů Harrier. Rané snahy se soustředily kolem podstatně přepracovaného motoru Rolls-Royce Pegasus, což dramaticky zlepšilo schopnosti letounů Harrier. Kvůli rozpočtovým škrtnutím Spojené království od projektu v roce 1975 odstoupilo. Po odstoupení Spojeného království společnost McDonnell Douglas rozsáhle přepracovala dřívější letoun AV-8A Harrier na verzi AV-8B. Při zachování celkového uspořádání svého předchůdce měl letoun zcela nové křídlo, vyvýšený kokpit, přepracovaný trup, o jeden závěs pro výzbroj navíc pod každým křídlem a další strukturální a aerodynamická vylepšení. AV-8B vykonal svůj první let v listopadu 1981 a vstoupil do služby u USMC v lednu 1985. Během 22leté výroby bylo vyrobeno více než 300 letounů. Program byl ukončen v roce 2003.

Letouny obvykle působí z malých letadlových lodí, vrtulníkových výsadkových lodí a z jednoduchých předsunutých základen. Zúčastnily se množství vojenských operací, kde dokázaly svou všestrannou použitelnost. Letouny USMC a italského námořnictva by měly být nahrazeny stroji Lockheed Martin F-35B Lightning II. Očekává se, že letouny by měly sloužit až do roku 2025.

AV-8B Harrier II je podzvukový útočný hornoplošník kovové a kompozitní konstrukce, který koncepčně vychází z letounu Hawker Siddeley Harrier. Jeho křídlo má výrazné negativní vzepětí a používá vztlakové klapky, které se automaticky používají při manévrování. Letoun je poháněn jedním dvouproudovým motorem Rolls-Royce Pegasus, který má dva vstupy vzduchu a čtyři synchronizované polohovatelné trysky. Dvě z těchto trysek jsou umístěny vpředu a vychází z nich studený vzduch od kompresoru motoru. Další dvě jsou umístěny vzadu a vychází z nich horký vzduch z turbíny motoru. Toto uspořádání kontrastuje s většinou dalších letounů s pevnými křídly, které mají trysky obvykle jen vzadu. Harrier II má také malé ovládací trysky na nose, ocase a koncích křídel, které umožňují ovládání stroje při malých rychlostech. [26]



*Obr. 13 McDonnell Douglas AV-8B Harrier II [26]*

### 1.3.2 Lockheed Martin F-35 Lightning II

Lockheed Martin F-35 Lightning II je americký víceúčelový bojový letoun, který vznikl jako výsledek programu Joint Strike Fighter (neboli společný útočný stíhač) vyhlášeného ministerstvem obrany USA za účelem vytvoření jednotné víceúčelové stíhačky, která by byla zařazena do výzbroje USAF, USN, USMC a spojenců NATO. Jde o třídu jednomístných, jednomotorových víceúčelových stíhacích letounů páté generace, určených k provádění pozemních útoků, průzkumu a vzdušných obranných misí s technologií stealth.

Program JSF byl oficiálně zahájen roce 1996. Na vývoji letadla začaly pracovat dvě konkurenční skupiny firem, z nichž jako první zahájila letové zkoušky skupina pod vedením společnosti Boeing s prototypem X-32A. Ten byl navržen okolo velkého kompozitního delta křídla, jehož konstrukce činila Boeingu výrobní obtíže. Prototyp poprvé vzlétl 18. září 2000. [27]

Druhá skupina firem pod vedením společnosti Lockheed Martin vzlétla se svým prototypem X-35A dne 24. října 2000. Koncepce Boeingu se jevila lepší podle původního zadání, ale jak se požadavky od zadavatelů měnily, ztrácela na atraktivnosti, až byly obě koncepce vyrovnané. Nakonec, po sérii zkoušek, zvítězil v říjnu 2001 návrh Lockheedu, a to hlavně kvůli lépe řešené variantě s kolmým startem F-35B. Kromě společnosti Lockheed Martin se tak vítězi v soutěži staly i partnerské firmy Northrop Grumman a BAE Systems. [25]

Jelikož mají různé verze F-35 nahradit tak různorodé stroje, jako A-10 Thunderbolt II, F-16 Fighting Falcon, AV-8B Harrier II a F/A-18 Hornet, vznikly tři hlavní verze tohoto letounu:

- F-35A varianta s konvenčním vzletem a přistáním
- F-35B varianta s krátkým/svislým vzletem a přistáním
- F-35C varianta určená pro operace z letadlových lodí s charakteristikami CATOBAR

I přes původní záměr mít většinu dílů stejných napříč verzemi, pro ušetření nákladů na výrobu a údržbu, jich letouny sdílí jen asi 20%. Program je také kritizován za zpoždění ve vývoji a výrazné překročení původního rozpočtu. Celkové odhadované náklady na vývoj a provoz do budoucna z něj dokonce činí nejdražší armádní program v historii. [28]

F-35 je stíhací stroj s velkým poměrem tahu k hmotnosti. Svým řešením připomíná větší, pokročilejší a také dražší dvoumotorový F-22A Raptor, který také ve stavech USAF doplní. Pohonnou jednotkou letounu F-35 je motor F135 od společnosti Pratt & Whitney který má s přídatným spalováním tah 191 kN, což z něj dělá nejsilnější motor, jaký byl kdy instalován do stíhacích letounů.

Verze F-35B využívá k získání charakteristiky V/STOL integrované zdvihové dmychadlo podobně řešené jako letounu Jak-141 umístěné za kokpitem. Instalace tohoto zařízení zapříčinila, že F-35B má o 28 % menší vnitřní palivové nádrže. Dalším kompromisem je menší prostor v zbraňových šachtách, který mírně limituje možnosti vyzbrojit letadlo. Zároveň používá jako jediná verze vektorování tahu a trysky v křídlech se používají ke stabilizaci letadla během vzletu. Tato verze je nejdražší a konstrukčně nejsložitější. [25]



*Obr. 14 Lockheed Martin F-35A Lightning II [25]*

### 1.3.3 Shrnutí vlastností zdvihové pohonné jednotky a vektorování tahu a přehled parametrů letounů

Zdvihová pohonná jednotka

- vysoká spotřeba paliva, při letu mrtvá zátěž, zabírá místo v trupu

Vektorování tahu

- pomáhá výrazně zkrátit vzletovou dráhu
- umožňuje letounu provádět manévry jinak neproveditelné
- výfukové plyny mohou poškodit povrch dráhy

Parametry/letoun	McDonnell Douglas AV-8B Harrier II	F-35 B
<b>Typ</b>	V/STOL bitevní letoun	víceúčelový bojový letoun
<b>Výrobce</b>	McDonnell Douglas / British Aerospace Boeing / BAE Systems	Lockheed Martin
<b>Země</b>	USA	USA
<b>Uživatel</b>	United States Marine Corps Italian Navy Spanish Navy	USAF US Navy US Marine Corps Royal Air Force Izraelské vojenské letectvo
<b>První let</b>	1978	2008
<b>Počet vyrobených kusů</b>	337	290+
<b>Posádka</b>	1	1
<b>Délka [m]</b>	14,12	15,4
<b>Rozpětí [m]</b>	9,25	10,7
<b>Výška [m]</b>	3,55	4,36
<b>Nosná plocha [m<sup>2</sup>]</b>	22,61	42,7
<b>Prázdná hmotnost [kg]</b>	6 340	14 715
<b>Maximální vzletová hmotnost [kg]</b>	14 100	27 200
<b>Pohonná jednotka</b>	1×Rolls-Royce Pegasus F402-RR-40	1×Pratt & Whitney F135
<b>Výkon, tah</b>	105 kN	191 kN
<b>Maximální rychlost</b>	Mach 0,9	Mach 1,6
<b>Dolet [km]</b>	2 200	1 667
<b>Dostup [m]</b>	-	15 240
<b>Stoupavost [m/min]</b>	4 500	-
<b>Hmotnost/plocha křídla [kg/m<sup>2</sup>]</b>	624	637
<b>Tah/tíha [-]<sup>3</sup></b>	0,76	0,71

<sup>3</sup> Uvedena hodnota vypočtená pro maximální vzletovou hmotnost. Pokud je poměr menší než jedna, nemůže letoun vykonat čistě svislý start a startuje v tom případě konvenčně.

### 3. Uspořádání a tvar nosné plochy

---

Křídlo letadla je hlavní nosná plocha, na níž se při pohybu vytváří největší část vztlaku. Je proto podstatnou částí letadel těžších než vzduch a na jeho uspořádání, tvaru, profilu i konstrukci velice záleží. Existuje velké množství řešení uspořádání a tvaru nosné plochy, z nichž se některé běžně používají, jiné vzácně v odůvodněných případech a vlastnosti dalších se zkoumaly pouze na experimentálních letounech a na své uplatnění teprve čekají. Základní rozdělení je uvedeno například v [29], podrobné rozdělení včetně popisu v [30]. Zde je uveden výběr nejzajímavějších netradičních koncepcí, které jsou schématicky znázorněné na následující straně, kde jsou řazeny podle uvedení v textu. Některými se pak dále zabývám podrobněji.

#### Uzavřené křídlo

- Box wing - horní a dolní nosné plochy jsou na koncích spojeny vertikálními žebry. To zpevňuje konstrukci a může snížit aerodynamické ztráty na koncích křídel.
- Annular box wing - nosné plochy se na koncích zakřívují a hladce se spojují
- Prstencové - křídlo má tvar válce viz kapitola 1.1.3 Coléoptère
- Spojené tandemové křídlo - tandemové uspořádání, ve kterém jsou přední dolní křídlo a zadní horní křídlo uspořádány tak, že se spojují na koncích nebo v jejich blízkosti díky jejich kladnému a zápornému šíp.

#### Hloubka křídla a půdorysný tvar

- Převráceně lichoběžníkové – na rozdíl od lichoběžníkového se směrem ke konci křídlo rozšiřuje. To mělo zamezit ztrátě vztlaku prvních vysokorychlostních letounů s šípovitým křídlem. Strukturálně výhodnější je mít naopak křídlo širší v místě napojení k trupu. [31]
- Kruhové – nosná plocha má tvar disku. Ve vzduchu se chová nestabilně.
- Delta – trojúhelníkové křídlo výhodné pro vysokou účinnost u nadzvukových strojů

#### Šípovitost křídla

- Záporný šíp – negativní geometrie způsobuje vyšší namáhání konců. Má nízký odpor v transsonických rychlostech
- Měnitelná geometrie – umožňuje křídlu měnit šípovitost a optimalizuje ho tak pro konkrétní letový režim
- Šikmé křídlo – mění geometrii natočením celého křídla okolo svislé osy
- M-wing – vnitřní polovina má zápornou a vnější kladnou šípovitost a spojuje vlastnosti
- W-wing – převrácená M-wing konfigurace

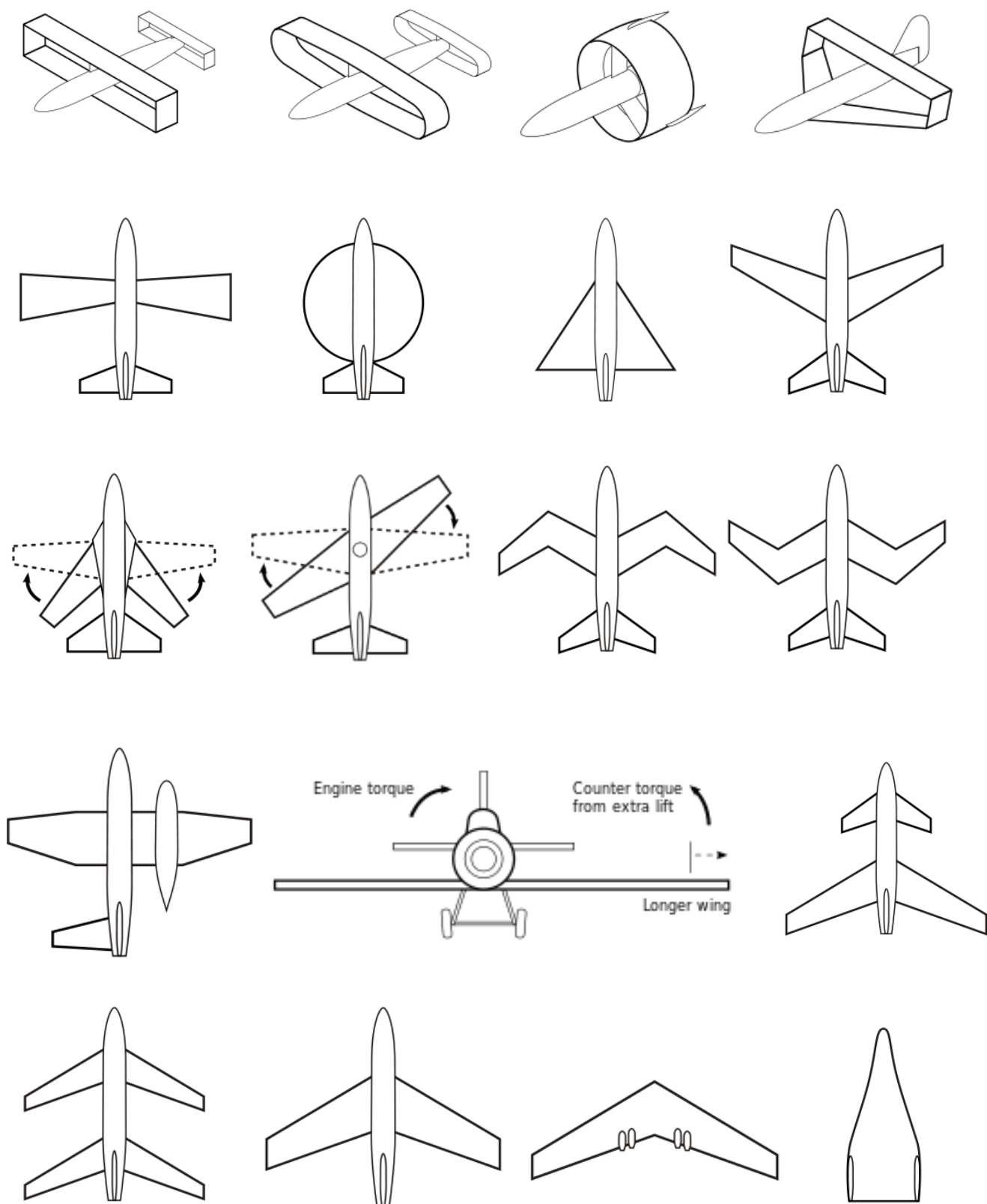
#### Asymetrie

- Celkově asymetrická koncepce – letoun není symetrický v žádné rovině
- Kompenzační asymetrie – asymetrie kompenzuje točivý moment od motoru

#### Uspořádání nosných ploch

- Kachna – VP jsou umístěné před křídlem a zvyšují tak vztlak na rozdíl od VOP
- Tandem – dvojce křídel umístěná za sebou zvyšující vztlak obdobně jako u kachny
- Bezocasá koncepce – nemá žádné VOP a ovládání zajišťuje pouze křídlo a SOP
- Samokřídlo – koncepce bez trupu tvořená pouze křídlem s kladnou šípovitostí
- Vztlaková tělesa – uspořádání, při kterém samotný trup vytváří významnou část vztlaku





Obr. 15 Uspořádání a tvar nosné plochy vybraných koncepcí [30]

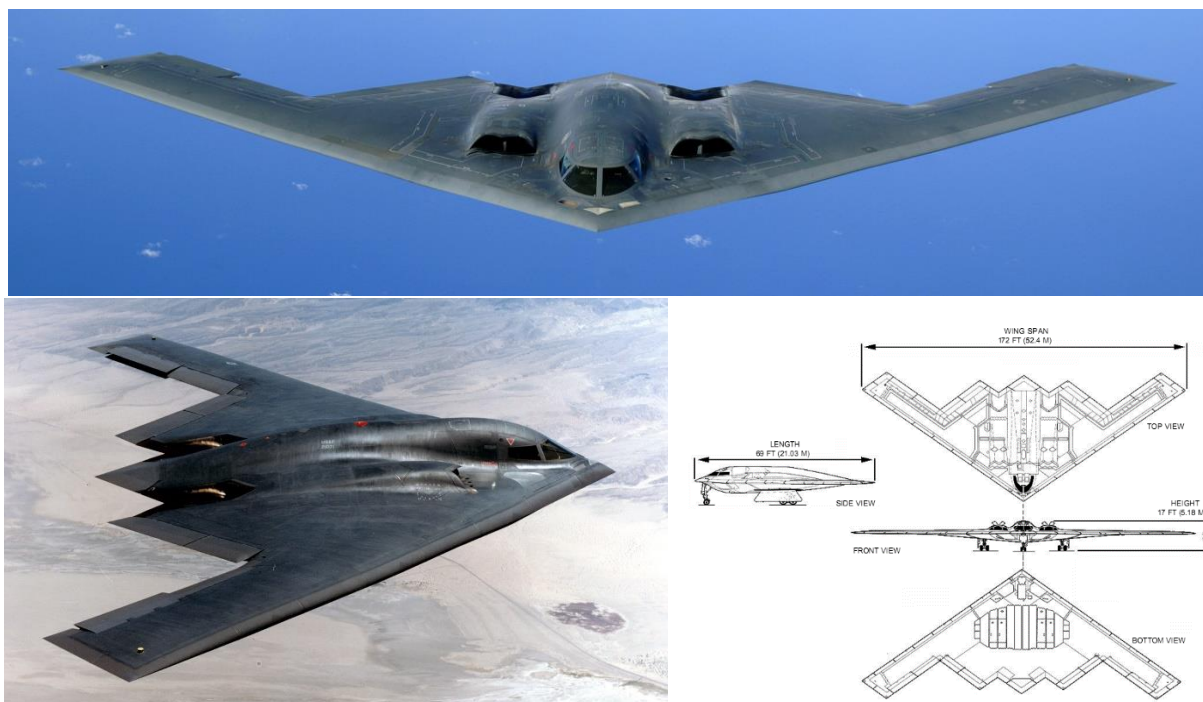
## 1.4 Samokřídlo

Samokřídlo je uspořádání letounu, které nemá trup ani samostatné vodorovné řídicí plochy. Čisté samokřídlo je někdy prezentováno jako teoreticky nejvíce aerodynamicky efektivní (nejnižší odpor) konstrukční konfigurace pro letadlo s pevným křídlem.

Protože v nejčistší podobě postrádá konvenční stabilizační plochy a přidružené ovládací plochy, trpí létající křídlo nevýhodami, jako je nestabilita a obtížná ovladatelnost. To vede ke kompromisům v letových vlastnostech, což může zmenšit očekávané výhody konstrukce. Konečný návrh je proto často stále nebezpečný pro určité účely, jako je komerční letectví.

Posádka, užitečné zatížení, palivo a vybavení jsou obvykle umístěny uvnitř hlavní konstrukce. Prostor pro užitečný náklad se tak musí vtěsnat do křídla. Takové křídlo bude mít zvýšenou čelní plochu, ve srovnání s konvenčním křídlem a dlouhým tenkým trupem. To ve může vést k vyššímu odporu a tím ke snížení účinnosti pod úroveň konvenční koncepce. Problém se stává akutnější při nadzvukových rychlostech, kdy u tlustého křídla prudce roste odpor. Žádné nadzvukové létající křídlo proto nebylo nikdy postaveno. [32]

Další známé problémy s konstrukcí létajícího křídla se týkají klopení a zatáčení. Každé letadlo, které má letět bez konstantní korekce, musí mít směrovou stabilitu při zatáčení. U samokřídla musí být jakákoliv vertikální ovládací plocha umístěna přímo na plochu křídla. Oproti klasické koncepci, tak ovládací síle chybí patřičné rameno, kterým je jinak délka trupu od těžiště k ocasu. Tím se zmenšuje účinnost regulace a plocha stabilizátoru musí být velká, což navyšuje jeho odpor a hmotnost. Alternativní metodou zatáčení je lokální navýšení oporu na jedné straně křídla poblíž jeho konce. Toho lze docílit například podélně rozdělenými křídélky nebo spoilery, které vytváří vzduchovou brzdu. Důsledkem tohoto řešení je, že zatáčení zvyšuje odpor. [32]



Obr. 16 Samokřídlo Northrop B-2 Spirit [33]



### 1.4.1 Northrop B-2 Spirit

Létající křídlo Northrop Grumman B-2 Spirit bylo vyvíjeno za Studené války, jako stealth strategický bombardér k útokům na sovětské cíle jadernými střelami. Vzniklo na základě požadavků, které v září 1980 stanovilo americké letectvo na nový bombardér. Program je známý pod zkratkou ATB - „Advanced Technology Bomber“. Do soutěže na vývoj nového letadla se přihlášily dva týmy, každý ze dvou společností. První dvojici tvořily firmy Northrop a Boeing, druhý tým se skládal z firem Lockheed a Raytheon. Vítězem soutěže se stal v říjnu 1981 návrh letadla od týmu Northrop/Boeing. Společnost Boeing se jako druhý člen týmu podílela na dodání vnějších křídel, zadní centrální části, palivového systému, zbraňového systému a podvozku. Northrop byl odpovědný za přední centrální část letadla, kokpit, náběžné a odtokové hrany, ovládací plochy, jakož i finální montáž a celkovou koordinaci projektu.

Při tvorbě návrhu nového bombardéru firma Northrop propracovala s projekty letadel XB-35 a YB-49 z konce 40. let, které se nikdy nedočkaly sériové výroby. V polovině 80. let USAF upravilo zadání, které původně požadovalo bombardér přizpůsobený k letu ve vysokých letových hladinách. Nový požadavek na letadlo, které by bylo schopné pronikání do nepřátelského vzdušného prostoru i v malých výškách, způsobil navýšení nákladů a zpoždění celého projektu o dva roky. B-2 Spirit byl poprvé představen veřejnosti 22. listopadu 1988. První prototyp B-2 vzlétl roku 1989 a v prosinci 1993 byl vyroben první sériový stroj.

Původně bylo objednáno 135 ks, později byla objednávka snížena na 75 ks. Celková produkce bombardérů B-2 dosáhla však pouze 21 strojů. I díky tomu prudce rostla cena jednoho letounu a dnes je považován za nejdražší letoun v historii. Po vstupu do USAF dostávají letadla označení Spirit (duch), spolu s názvem nějakého státu. První z celkem 21 letadel dostalo jméno Spirit of California.

Při pohledu shora nebo zdola je na první pohled patrných osm základních linek. Náběžná hrana se šípovitostí 30 stupňů je zcela přímočará od apexu nosné plochy až po její úplný konec. Konce křídla jsou v téměř v pravém úhlu k náběžné hraně. Podél celé odtokové hrany křídla, kromě výfukového prostoru bezprostředně za motory, se nachází devět velkých ovládacích ploch. Vnější pár pohyblivých ploch plní funkci brzdových kormidel. Každá z těchto ploch se skládá ze dvou částí, které se mohou pohybovat směrem nahoru nebo dolů. Mohou pracovat symetricky jako aerodynamické brzdy nebo asymetricky jako kormidla. Pro snížení radarového odrazu dokáže letadlo zatáčet také pouze pomocí rozdílného tahu motorů. Z povrchu letadla bylo odstraněno množství hran, běžně se nacházejících na konvenčních letadlech, čímž se výrazně zredukoval odraz radarových vln. Některé plochy jsou potaženy materiálem absorbujícím radarové vlny (RAM).

Pohon obstarávají čtyři dvouproudové motory General Electric F-118 GE-100 bez přídavného spalování, odvozené od motorů F101 ze stíhacího letounu F-14. Výfukové plyny z motoru jsou ochlazovány, aby se snížila tepelná stopa letadla a minimalizovala možnost odhalit a sledovat bombardér nepřátelskými infračervenými detekčními systémy.

Na obsluhu stroje stačí jen dvoučlenná posádka, tvořená velitelem mise a hlavním pilotem. Výzbroj je ukryta ve dvou pumovnicích, z nichž každá pojme 9 tun pum nebo řízených střel.

V roce 2004 se dařilo udržovat operační způsobilost na úrovni 45%, což je viditelný pokrok ve srovnání s rokem 2001, kdy dosahovala pouze 32%. Hlavní příčinou je komplikovaná údržba, kterou si po letové misi vyžaduje zejména vnější potah letadla. [33], [34], [35]

### 1.4.2 Shrnutí vlastností samokřídla a přehled parametrů

- Teoreticky nejvíce aerodynamicky efektivní konfigurace
- Nestabilita a obtížná ovladatelnost, kompromisy v letových vlastnostech
- Prostor pro užitečný náklad se musí vtěsnat do křídla
- Nevhodné pro nadzvukové rychlosti
- Zatáčení zvyšuje odpor

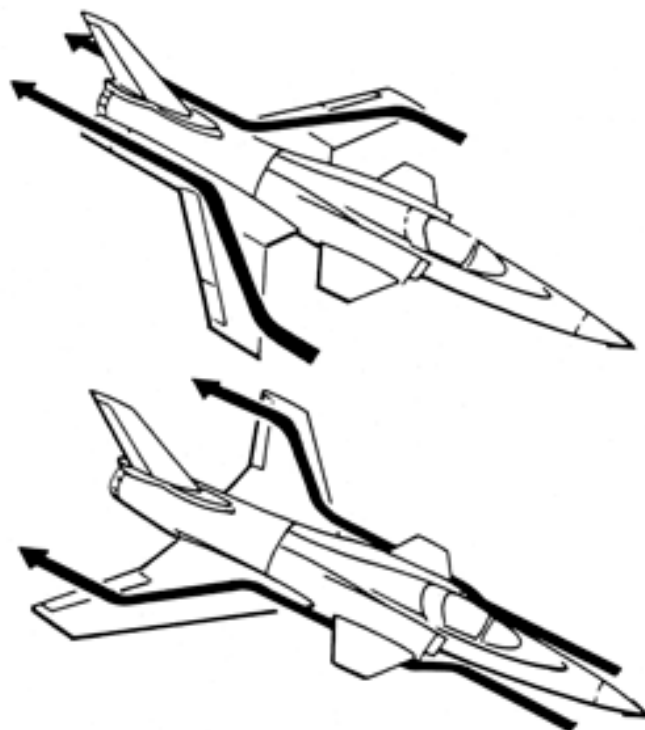
Parametr/letoun	Northrop Grumman B-2 Spirit [33], [36]
Typ	strategický stealth bombardér
Výrobce	Northrop Grumman
Země	USA
Uživatel	US Air Force
První let	1989
Počet kusů	21
Posádka	2
Délka [m]	21,03
Rozpětí [m]	52,43
Výška [m]	5,18
Nosná plocha [m <sup>2</sup> ]	478
Prázdná hmotnost [kg]	71 700
Max. vzletová hmotnost [kg]	170 600
Pohonná jednotka	4×dvouproudový motor General Electric F118-GE-100
Výkon, tah jednoho motoru	77 kN
Maximální rychlost	Mach 0.95 1010 km/h ve výšce 12,2 km
Dolet [km]	11 100
Dostup [m]	15 200
Stoupavost [m/min]	-
Hmotnost/nosná plocha[kg/m <sup>2</sup> ]	329
Hmotnost/výkon [W/kg]	-
Tah/tíha [-]	0,184

## 1.5 Negativní geometrie

Zatímco s šípovitým tvarem křídla se dnes můžeme běžně setkat u mnoha letounů různých kategorií, použití reverzního tvaru – záporného šípů, je dost netypické. Malý záporný šíp (do cca  $10^\circ$ ) můžeme najít u menších a pomalejších letadel. U těch slouží primárně k posunutí působíště vztlaku – aerodynamického středu křídla dopředu k těžišti, pokud je z konstrukčních důvodů obtížné posunout místo uchycení křídla. Křídlo se záporným šípem je ale výhodné i pro rychlejší a větší letouny. Oproti přímému křídlu má vyšší celkový součinitel vztlaku a vykazuje dobré vlastnosti při vysokém úhlu náběhu. Také má vyšší kritické Machovo číslo podobně jako u kladného šípů. [37]

Většímu rozšíření brání ale jeden zásadní nedostatek. Křídla s velkým záporným šípem snadno podléhají aeroelastickým jevům. Zatímco díky kladnému úhlu šípů vzniká na křídle aerodynamická síla tlumící průhyb, u křídla s šípem záporným jsou účinky opačné. Úhel náběhu v prohnuté části se zvětší a generuje sílu, která průhyb nepotlačuje, ale podporuje, tedy sílu budící. Čím je úhel záporného šípů větší, tím silnější je i vliv aeroelastických jevů. Je proto nutné křídlo konstruovat dostatečně pevné a tuhé, což může mít za následek větší hmotnost a menší štíhlost křídla než u kladného šípů. Toto je pravděpodobně jeden z největších důvodů, proč se křídlo se záporným úhlem šípů běžně nevyužívá. Problém aeroelasticity lze omezit použitím kompozitních materiálů díky jejich nízké hmotnosti.

U křídla se záporným šípem směřuje příčné proudění směrem k trupu a způsobuje ztloustnutí mezní vrstvy a předčasné odtržení proudu u kořene křídla. Ztráta vztlaku začíná u kořene křídla a na rozdíl od kladného šípů, je možné nežádoucí náklon letounu korigovat křídélky, které bývají umístěny na koncích křídel. [38], [39]



Obr. 17 Obtékání křídla se záporným a kladným šípem [40]

### 1.5.1 Junkers Ju 287

Junkers Ju 287 bylo německé dvoumístné experimentální letadlo vyvíjené během druhé světové války. Vyznačovalo se atypickou koncepcí. Křídlo mělo negativní geometrii a dva motory byly umístěny pod křídlem, zatímco další dva na boku trupu v jeho přední části.

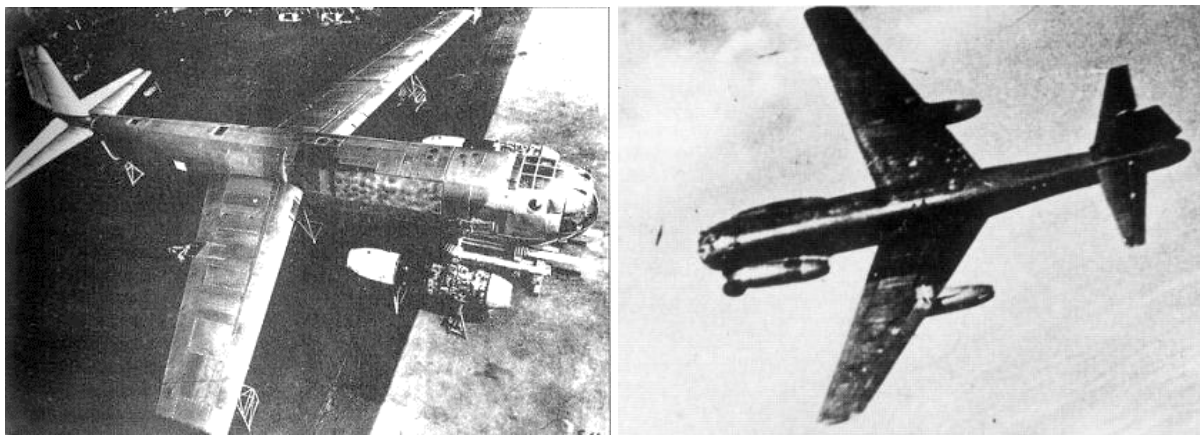
Ju 287 vznikla v rámci projektu bombardéru, který by byl rychlejší než kterákoli spojenecká stíhačka. Ministerstvo letectví pověřilo firmu Junkers vývojem takového stroje již v roce 1943. Junkers Ju 287 byl dílem Junkersova technika Dipl. Ing. Hanse Wockeho. Namísto toho, aby Wocke využil technologii konvenčních šípových křídel, rozhodl se aplikovat nosné plochy s dopřednou šípovitostí, která při zachování příznivého poměru mezi délkou náběžné hrany a tloušťkou křídla poskytovala letounu ve vysokých rychlostech ještě lepší vlastnosti, navíc ale umožňovala stabilní let i při rychlostech nízkých.

Pro urychlení stavby prototypu Ju 287 V1 použil konstruktér kuriózní metodu kombinace již existujících komponent. Byl postaven z trupu stroje Heinkel He 177A, který byl pro tento účel upraven českou firmou Letov v Praze. Ocasní plochy byly převzaty z letounu Junkers Ju 388, hlavní pevný podvozek z Junkersu Ju 352 a přední kola byla odebrána z havarovaného B-24 Liberator. [41], [39]

Testy byly zahájeny 16. srpna 1944. Potvrdilo se, že se letoun skvěle ovládá, ale objevily se také problémy s tuhostí křídla. Pro usnadnění vzletu se používaly dva pomocné raketové motory Walter HWK-501 s tahem po 11,8 kN, odhazované po dohoření na padáku. Pro zkrácení dojezdu se používal brzdící padák na zádi trupu. Celkově proběhlo sedmnáct úspěšných letů. V roce 1945 byl Ju 287 V1 přemístěn do Erprobungsstelle Rechlin, kde však byl brzy nato při náletu spojeneckých bombardérů těžce poškozen. Další vývojové práce přerušila porážka Německa a v závěru války byl ukořistěn Američany.

U dalších rozpracovaných prototypů se hledalo vhodné uspořádání pohonných jednotek. Stavěný letoun V2 měl trup převzatý ze stroje Junkers Ju 388 a zatahovací podvozek. Třetí prototyp měl už sloužit jako podklad pro sériovou výrobu.

Ještě před dokončením prototypů V2 a V3 byla továrna Junkers u Lipska, kde se pokračovalo ve stavbě, obsazena Sověty. Rozestavěný prototyp Ju 287 V2 byl dokončen jako zkušební typ EF-131 (Entwicklungs Flugzeug) a převezen do SSSR. Poprvé vzlétl 23. května 1947. Zkoušky pokračovaly až do 21. června 1948, kdy oficiálně skončily. Na základě zkušeností s EF-131 vznikly ještě prototypy bombardéru EF-140 a průzkumného letadla EF-140R. [42], [41]



*Obr. 18 Junkers Ju-287 [42]*

### 1.5.2 Grumman X-29

Grumman X-29 bylo proudové experimentální letadlo s negativní geometrií křídel a s kachním uspořádáním vodorovných řídicích ploch. Úkolem X-29 bylo vyzkoušet, jak se letadlo s takovou koncepcí bude chovat při skutečném letu.

Tento letoun byl zkonstruován americkou společností Grumman na základě objednávky vládní agentury DARPA. Po skončení výběrového řízení se začalo se stavbou dvou prototypů, kterým bylo přiděleno oficiální označení X-29. První z nich se do vzduchu dostal v 14. prosince 1984. Celkově byly vyrobeny jenom dva kusy, které vykonaly dohromady 242 letů. K poslednímu letu došlo v roce 1991, kdy byl projekt ukončen.

Letadlo bylo od počátku koncipováno jako pokusné. Jeho konstrukce kvůli snížení nákladů používala přední část trupu a kabinu ze stíhačky Northrop F-5. Podvozek a pohon ovládacích ploch byl převzat z letounu F-16. Ve střední části trupu byl uložen dvouproudový Motor General Electric F404-GE-400 s tahem 71,2 kN s přídavným spalováním, který stroji umožňoval dosáhnout rychlosti až Mach 1,6. Křídlo s negativním šípem bylo umístěno ve dvou třetinách trupu. Centroplán a hlavní nosníky křídla byly vyrobeny z titanu a z lehkých slitin, zajišťujících konstrukci mimořádnou pevnost. Drak letadla byl zkonstruován z kompozitních materiálů, aby se snížila celková hmotnost letounu. Vzadu bylo konvenční směrové kormidlo spolu s párem klapek, které jsou na odtokové hraně kořene křídla. [42]

Všechny řídicí plochy byly ovládány pomocí trojnásobně jištěného elektroimpulzního řídicího systému aktivního řízení, přičemž velký význam v celkové koncepci mají právě kachní plochy, které jsou základním řídicím prvkem. Aerodynamická nestabilita negativního uspořádání křídel sice zvýšila obratnost letadla, naproti tomu ale bylo nutné X-29 vybavit elektronickým stabilizačním systémem fly-by-wire. Ten byl schopen 40 korekcí za sekundu. Letoun byl dobře ovladatelný až do úhlu náběhu 25° a během testování bylo krátce dosaženo i úhlu náběhu 67° při jednom z manévru. Letové testy tak potvrdily velkou míru stability při velkém úhlu náběhu i při minimální rychlosti. Rovněž se potvrdil nízký čelní odpor, což vedlo k malé spotřebě paliva. [42] , [43]

Výzkumné centrum NASA vyhodnotilo program jako úspěšný. Grumman X-29 pomohl otestovat jak aeroelastické chování samotné koncepce, tak i nově zaváděné technologie v oblasti elektronického řízení nestabilních letounů. [40]

První vyrobený kus je v současnosti vystaven v Muzeu amerického letectva na Wright-Pattersonově letecké základně v Daytonu v Ohiu, druhý kus je umístěn v Drydenově leteckém výzkumném středisku na Edwarsově letecké základně. [43]



*Obr. 19 Grumman X-29 [40]*

### 1.5.3 Suchoj Su-47

Suchoj Su-47 Berkut je ruský dvumotorový experimentální letoun s negativní geometrií křídla a vektorováním tahu motorů. Ruský název Беркут je v kavkazských oblastech pojmenování pro ochočeného orla skalního, používaného k lovu například vlků. V době svého vývoje byl označován také jako S-32, nebo S-37 což může vést k záměně se Suchoj Su-37. K sériové výrobě nikdy nedošlo, letoun byl využíván jako technologický demonstrátor pro ověření nových technologií při stavbě letounu jako je využití kompozitních materiálů a řídicí systém fly-by-wire, později použité u Su-35BM a Suchoj T-50.

Su-47 Berkut měl vzniknout za účelem náhrady tehdejších ruských námořních palubních stíhaček. Úkol vytvořit novou generaci stíhaček dostaly firmy MIG a Suchoj. Projekt nakonec získala firma Suchoj a byl označen jako S-32. Původní objednávka námořnictva zněla na dva letové prototypy a jeden exemplář pro statické testy.

Letový demonstrátor byl dokončen koncem roku 1996. Během vývoje se S-32 se přeznačil nejprve na s-37 a později na Su-47 Berkut. Pro nedostatek financí vznikl jen jeden zjednodušený prototyp z původně plánovaných tří a letadlo se nikdy nedostalo do sériové výroby.

Konstrukce Su-47 vychází z řady strojů Suchoj Su-27. Kvůli zjednodušení výroby a snížení nákladů byly některé části jako kokpit s vystřelovacím sedadlem a jeho překryt či podvozek převzaty bez větších změn z typu Su-27M/Su-35. Trup s celkovou délkou 22,6 metru je vyroben převážně z hliníkových a titanových slitin s 13 procentním podílem kompozitních materiálů. Nejnápadnějším znakem konstrukce je křídlo se šípovitostí 62° při trupu a -20° po zbylé délce. Celkové rozpětí činí 16,7 metru. Vodorovné kachní plochy v předu doplňují malé VOP na zádi s poměrně velkou šípovitostí 75 stupňů. Vertikální ocasní plochy jsou dvě vedle sebe a svírají úhel 6°. Maximální vzletová hmotnost činí přibližně 35 tun.

K přednostem letounu patří vynikající manévrovací možnosti díky použitému křídlu a vektorování tahu v rozmezí 20°. Su-47 se vyznačuje extrémní obratností v podzvukových rychlostech, umožňující letounu změnit velice rychle úhel náběhu. Dobrou obratnost si zachovává i v nižších nadzvukových rychlostech.

Úvodní let se podařilo uskutečnit 25. září 1997. Oficiální představení proběhlo 18. října 1997 za účasti různých představitelů vojenského letectva a ministerstva obrany. Při následných letových testech byla dosažena rychlost přibližně Mach 1,4, dostup 18 000 metrů a vypočítaný dolet kolem 3300 km.

Úvodní letové testy demonstrátoru S-37 jasně ukázaly, že se nepodařilo dostatečně vyřešit problém s vibracemi a také že staticky i dynamicky velmi namáhané křídlo jen těžko snese jakékoliv bojové poškození. Navíc zvolená konfigurace se příliš nehodí pro rychlosti větší než Mach 1,3 a to je pro moderní bojové letadlo dost velké omezení.

Od té doby slouží Berkut jako létající platforma pro vývoj nových technologií a poslední roky i na testování vybavení pro připravovanou stíhačku T-50 PAK FA. [39], [42], [44],



Obr. 20 Suchoj Su-47 [42]

#### 1.5.4 Shrnutí vlastností koncepce a přehled parametrů

- Nízký odpor v transsonické oblasti
- Oproti přímému křídlu má vyšší celkový součinitel vztlaku
- Dobré vlastnosti i při vysokém úhlu náběhu
- Ztráta vztlaku začíná u kořene křídla a letoun si zachovává manévrovatelnost
- Náchylnost k aeroelastickým jevům
- Větší hmotnost a menší štíhlost křídla než u kladného šípů
- Nevhodné pro rychlosti nad Mach 1,3

Parametr/letoun	Junkers Ju-287 V1 [41]	Grumman X-29 [43]	Suchoj Su-47 [44]
Typ	prototyp bombardéru	experimentální stíhací letoun	experimentální stíhací letoun
Výrobce	Junkers	Grumman	Suchoj
Země	Velkoněmecká říše	USA	Rusko
Uživatel	Luftwaffe	DARPA	Vojenské vzdušné síly Ruské federace
První let	1944	1984	1997
Počet vyrobených kusů	2	2	1
Posádka	2	1	1
Délka [m]	18,28	14,7	22,6
Rozpětí [m]	20,11	8,29	16,7
Výška [m]	4,7	4,26	6,3
Nosná plocha [m <sup>2</sup> ]	61	17,54	61,87
Prázdná hmotnost [kg]	12 500	6 260	16 375
Maximální vzletová hmotnost [kg]	20 000	8 070	35 000
Pohonná jednotka	4×proudový motor Junkers Jumo 004B-1	1×turbodmychadlový General Electric F404 GE-400	2×Aviadvigatel D-30F6 s vektorováním tahu
Tah jednoho motoru, Tah s přídatným spalováním [kN]	8,258	71,2 kN	83,4 kN 142,2 kN
Maximální rychlost [km/h], [-]	558	Mach 1.8 1770 km/h v 10000 m	Mach 1,6 717 km/h Na úrovni moře: Mach 1.16 1400 km/h
Dolet [km]	1 570	560	3 300
Dostup [m]	9 400	16 800	18 000
Stoupavost [m/s]	9,67	-	233
Hmotnost/plocha křídla [kg/m <sup>2</sup> ]	327,9	460,1	360
Tah/tíha [-]	0,17	0,9	0,48

## 1.6 Asymetrie

Letouny klasické koncepce jsou běžně symetrické kolem vertikální podélné roviny a některé vykazují i velkou míru symetrie kolem roviny horizontální. Ačkoli většina letounů je takto řešená neexistuje pravidlo, které by zakazovalo použití koncepce asymetrické. Nutnou podmínkou pro stabilní let ale je, aby výsledné síly působící na letoun měly působišť v těžišti. V opačném případě koná letoun rotační pohyb okolo některé ze svých hlavních os.

V praxi není žádný letoun absolutně symetrický. Listy vrtule nebo součásti motoru mohou rotovat pouze v jednom směru, což způsobuje asymetrické účinky na konstrukci. Jde o moment vytvářený jako reakce na odpor listů podobně jako u rotoru vrtulníku, ten má pro jeho kompenzaci na ocasě vyrovnávací rotor. Při manévrování letounu navíc vzniká ještě moment gyroskopický, který způsobuje odlišné chování v závislosti na směru klopení/zatáčení. Pro uvedení letounu do rovnováhy je možné zvýšit symetričnost použitím dalšího opačně rotujícího členu například protiběžné vrtule. Jiné koncepce naopak na kompenzaci zavádí do konstrukce asymetričnost a mění tvar křídla nebo ocasních ploch. [45]

Odvážnější návrhy se příliš nevyskytují, protože na většinu aplikací symetrické uspořádání postačuje a jiné se používá jen v odůvodněných případech. Svou roli hraje také estetika, která vedla k zamítnutí některých asymetrických koncepcí u dopravních letadel. [46]



### 1.6.1 Blohm & Voss BV 141

Blohm & Voss BV 141 byl německý jednomotorový průzkumný a bombardovací letoun, který byl pozoruhodný svým asymetrickým uspořádáním.

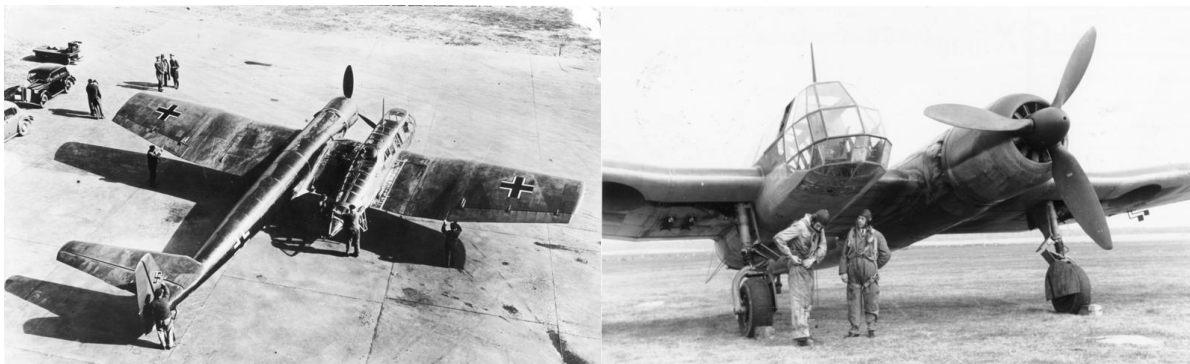
Kabina pro tříčlennou posádku byla umístěna na pravé straně letadla a nebyla tak součástí hlavního trupu, ve kterém byl zabudován jediný motor. Atypické uspořádání trupu a kabiny bylo výsledkem logického přístupu ke specifickým požadavkům. Těmi bylo navrzení jednomotorového průzkumného a pozorovacího letounu, který měl nabídnout posádce co nejlepší výhled.

Vývoj započal v roce 1937, když RLM (Reichsluftfahrtministerium - Říšské ministerstvo letectví) obeslalo společnosti Arado a Focke-Wulf objednávkou na vyhotovení projektu víceúčelového letounu určeného pro taktický průzkum, který by byl schopen i lehkého bombardování. Přesto, že firma Blohm & Voss nedostala z RLM žádnou objednávku, její hlavní konstruktér Ing. Vogt přistoupil k soukromé realizaci projektu, který chtěl v tomto konkurzu představit. První prototyp vzlétl 25. února 1938. Ačkoli oficiální vítěz byl návrh firmy Focke-Wulf, ze kterého vzešel typ Fw 189, návrh Blohm & Voss ministerstvo přinejmenším velice zaujal, a tak práce na Bv 141 pokračovala. [47]

V následujících verzích letounu byla použita jiná gondola, na přání RLM unifikovaná s gondolou prototypu Focke-Wulf Fw 189. Změnou prošel také tvar ocasního nosníku a ocasních ploch. Devítiválcový hvězdicový motor BMW 132 o výkonu 636 kW používaný u prvních verzí, byl nahrazen silnějším dvouhvězdicovým čtrnáctiválcovým motorem BMW 801 o výkonu 1147 kW.

Celkem bylo podrobena testování 28 prototypů. Některé z nich vznikly pouze úpravou a přeznačením předchozích modelů, proto se zdroje někdy neshodují v počtu vyrobených kusů. BV 141 se ale nikdy nedočkal sériové výroby. Důvodem byla urgentní potřeba motorů BMW 801 pro stíhačky Fw 190. Verze se silnějším motorem se také objevila až v době, kdy již byla zavedená výroba letounu Fw 189, který poměrně dobře plnil taktickou průzkumnou roli, čímž vyvrátil potřebu dalšího letounu pro tento účel. [48], [46]

Několik vraků BV 141 našla postupující spojenecká vojska a jeden z nich Britové poslali do Anglie na prozkoumání. Do dneška se nezachoval žádný exemplář. [47]



*Obr. 21 Blohm & Voss BV 141 [47]*

## 1.6.2 Rutan Model 202 Boomerang

Model 202 je experimentální letoun za jehož designem stojí konstruktér Burt Rutan, který je známý pro používání netradičních koncepcí u svých návrhů. Tento dvoumotorový vrtulový letoun se vyznačuje asymetrií, která mu má zaručit ovladatelnost i v případě selhání jedné z pohonných jednotek, čímž se liší od klasické koncepce se dvěma motory na křídlech.

Letoun je tvořen dvěma rozdílně velkými trupy, které jsou spojené křídlem a nesymetrickou vodorovnou ocasní plochou. Pilotní kabina a prostor pro cestující jsou umístěné ve větším trupu vpravo. Koncepce letounu je asymetrická do té míry, že motory zabudované v levém a pravém trupu jsou sice stejného typu, ale mají rozdílný výkon. Jedná se o dva čtyřválcové vzduchem chlazené motory Lycoming TIO-360-A1B a Lycoming TIO-360-C1A6D o výkonech 149 a 157 kW, každý pohánějící třílistou tažnou vrtuli. Umístění pravého motoru před levým motorem pomáhá minimalizovat problémy s asymetrickým řízením v případě selhání motoru.

Tato koncepce je ve srovnání s konvenčním letadlem s motory na křídlech výhodná také z hlediska aerodynamického odporu. Ten je snížen zabudováním motorů do trupů. Použití dvou trupů a jejich vzájemné propojení také zvyšuje celkovou tuhost konstrukce.

Další zajímavostí je použití křídla se sice malou, ale zápornou šípovitostí. Různé délky levé a pravé části křídla vytvářejí odpovídající vztlak na vyrovnání asymetrického rozložení hmotnosti letounu.

Při vývoji Rutan 202 bylo cílem vytvořit letoun podobných specifikací jako konkurenční dvoumotorový Beechcraft Baron 58. Letoun byl poprvé představen v červnu 1996, ale kromě jediného postaveného exempláře nedošlo na sériovou výrobu, zejména kvůli předpokládanému nákladnému certifikačnímu procesu. [46], [49]



*Obr. 22 Rutan Model 202 Boomerang [49], [46]*

### 1.6.3 Shrnutí vlastností asymetrických koncepcí a přehled parametrů letounů

- Mírná asymetrie se nejčastěji využívá ke kompenzaci nežádoucího točivého momentu od vrtule
- Vhodné asymetrické uspořádání může snižovat odpor a zlepšovat letové vlastnosti
- Výraznější asymetrie komplikuje návrh letounu, tak aby byl stabilní a dobře ovladatelný
- Má smysl pouze pro specifické aplikace, kde je symetrie nevýhodná

Parametry/letoun	Blohm & Voss BV 141 B-02	Rutan Model 202 Boomerang
Typ	experimentální průzkumný a bombardovací letoun	experimentální letoun
Výrobce	Blohm & Voss	Rutan Aircraft Factory
Země	Nacistické Německo	USA
Uživatel	Luftwaffe	-
První let	1938	1996
Počet vyrobených kusů	13 - 28	1
Posádka	3	1 + 4 pasažéři
Délka [m]	13,95	9,36
Rozpětí [m]	17,46	11,12
Výška [m]	3,6	-
Nosná plocha [m <sup>2</sup> ]	53	9,5
Prázdná hmotnost [kg]	4 700	1 070
Maximální vzletová hmotnost [kg]	6 100	1 900
Pohonná jednotka	1 × BMW 801A čtrnáctiválcový vzduchem chlazený hvězdicový motor	1 × Lycoming TIO-360-A1B a 1x Lycoming TIO-360-C1A6D čtyřválcový vzduchem chlazený pístový motor
Výkon, tah	1 147 kW	149 a 157 kW
Maximální rychlost	438 km/h v 5000 m	402 km/h
Dolet [km]	1 200	3 780
Dostup [m]	10 000	-
Stoupavost [m/min]	570	579
Hmotnost/plocha křídla [kg/m <sup>2</sup> ]	108	200
Výkon/hmotnost [W/kg]	188	161

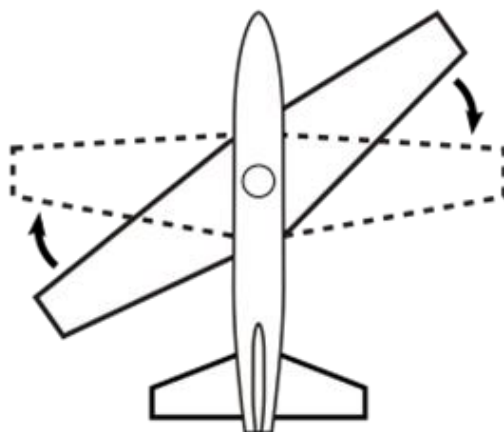
## 1.7 Šikmé křídlo

Jedním ze způsobů, jak snížit indukovaný odpor na křídle, je zvýšení efektivního rozpětí. To je důvod, proč kluzáky mají dlouhá a úzká křídla. Ideální křídlo by mělo nekonečné rozpětí. S narůstající dopřednou rychlostí se stává výhodnější křídlo kratší, které dokáže generovat dostatek vztlaku a má menší čelní odpor. V zásadě se zdá, že žádný návrh nemůže být zcela optimalizován pro oba letové režimy. Šikmé křídlo se tomu však blíží. Postupným natočením vůči trupu je možné zachovat vysokou účinnost pro širokou škálu rychlostí. Během vzletu a přistání, by šikmé křídlo bylo natočeno kolmo k trupu jako konvenční křídlo, aby bylo dosaženo maximálních vztlakových a řídicích vlastností. Pozice k trupu je ideální pro nízké rychlosti a při vysokých rychlostech se natočením křídla sníží vzrůstající aerodynamický odpor. Na toto téma vzniklo několik projektů, některé se dočkaly i letových testů, avšak v praxi se začala používat jednodušší variabilní geometrie křídel, při které se symetricky natačejí obě poloviny křídel. [50], [51]

Konstrukční problémy nastávají v oblasti uchycení křídla přes otočný kloub, který musí umožňovat jeho plynulé natáčení, pevnou fixaci v konkrétní poloze a zároveň vydržet namáhání od působících sil. Uchycení křídla tímto způsobem může zvyšovat celkovou hmotnost.

Strukturální tuhost šikmého křídla byla rovněž studována z důvodu obav o aeroelastickou stabilitu. Problémy mohou nastat v oblasti stability a řízení, protože každá malá odchylka v klopení letounu má zároveň okamžitou odezvu v zatáčení a klonění. Rotace letounu v jeho třech hlavních osách je tak u šikmého křídla silně provázaná.

Provoz těsně pod hranicí rychlosti zvuku eliminuje sonický třesk, což umožňuje letové operace rychlostí o téměř o 50 procent vyšší než u běžné podzvukové koncepce. Koncepce s šikmým křídlem má tak potenciál drasticky zlepšit leteckou dopravu, snížit náklady na palivo a hluk v blízkosti letišť. Letoun určený pro transkontinentální let by měl být ideálně schopný efektivního letu při různých rychlostech od podzvukového až po super-sonický, ale let při nadzvukové rychlosti způsobuje určitou ztrátu aerodynamické účinnosti. Ztráta aerodynamické účinnosti při transsonických a nízkých nadzvukových rychlostech nemusí být tak velká jako ztráta při vyšších nadzvukových rychlostech, proto se zdá, že zvýšené využití letadla a úspora času pro cestující by mohli vyrovnat mírný nárůst spotřeby paliva. [52]



Obr. 23 Šikmé křídlo [30]

### 1.7.1 NASA AD-1

Experimentální letoun AD-1 od americké vládní agentury NASA byl postaven za účelem ověření vlastností koncepce šikmého křídla za reálných letových podmínek.

Závěry analytických studií a testování modelů ve větrném tunelu ukazovaly, že použití šikmého nastavitelného křídla by oproti klasické koncepci mohlo u letounů vést ke znatelnému snížení odporu díky přizpůsobení nosné plochy pro různé letové rychlosti.

Program probíhal od roku 1976 až do 1982 a jednalo se o společný počín NASA Ames Research Center a Dryden Flight Research Center, po kterých byl letoun později pojmenován jako Ames-Dryden 1. Základní údaje poskytl již bezpilotní model OWRA (Oblique Wing Research Aircraft), pro další testování aerodynamického a aeroelastického chování koncepce, byl však zapotřebí letoun plné velikosti.

Letoun AD-1 vznikl za spolupráce s firmami Boeing Commercial Airplanes a Rutan Aircraft Factory, které vypracovaly návrh konstrukce a analýzu zatížení.

AD-1 byl hornoplošník, jehož nastavitelné šikmé křídlo mělo lichoběžníkový tvar a velkou štíhlost. Ocasní plochy byly konvenčního provedení a letoun byl vybaven pevným podvozkem. Byl poháněn dvěma Microturbo TRS18-046 proudovými motory, každý o tahu 0.98 kN pro nulovou nadmořskou výšku, které byly uchycené po stranách trupu. Křídlo s možností natočení okolo vertikální osy bylo s trupem spojeno ložiskem o průměru 35,56 cm. Uložení bylo provedeno tak, aby i v případě selhání ložiska bylo křídlo zajištěno neoddělitelně od trupu. Natačení v maximálním rozsahu 60° v jednom směru zajišťoval elektromotor. Plné natočení zabralo přibližně 20 s. Letoun byl převážně vyroben ze skelného kompozitu a hliníkových slitin. Krom hlavního čepu, byl letoun koncipován na maximální zatížení 6g a hlavní čep až na zhruba 25g. [52]

Letoun se poprvé odpoutal ze země 21. prosince 1979. První let probíhal ještě s nulovým natočením křídla, ale následující letové testy postupně otestovaly natočení 15°, 20°, 45° až maximálních 60°. Celkově provedl 79 letů a dnes je k vidění v Hiller Aviation Museum v Kalifornii. [50], [51]



*Obr. 24 NASA AD-1 [52]*

### 1.7.2 Shrnutí vlastností šikmého křídla a přehled parametrů

- Je možné zachovat vysokou účinnost pro širokou škálu rychlostí. Pozice k trupu je ideální pro nízké rychlosti a při vysokých rychlostech se natočením křídla sníží vzrůstající aerodynamický odpor.
- Uchycení křídla přes otočný kloub musí umožňovat jeho plynulé natáčení, pevnou fixaci v konkrétní poloze a zároveň vydržet namáhání od působících sil.
- Rotace letounu v jeho třech hlavních osách je u šikmého křídla silně provázaná.
- Provoz těsně pod hranicí rychlosti zvuku eliminuje sonický třesk což umožňuje letové operace rychlostí o téměř o 50 procent vyšší než u běžné podzvukové koncepce.

Parametry/letoun	NASA AD-1
Typ	experimentální letoun
Výrobce	Ames Industrial Co.
Země	USA
Uživatel	NASA Dryden Flight Research Center
První let	1979
Počet vyrobených kusů	1
Posádka	1
Délka [m]	11,83
Rozpětí [m]	4,93 - 9,85
Výška [m]	2,06
Nosná plocha [m <sup>2</sup> ]	8,6
Prázdná hmotnost [kg]	658
Maximální vzletová hmotnost [kg]	973
Pohonná jednotka	2 × Microturbo TRS 18 turbokompresorový motor
Výkon, tah	0,98 kN
Maximální rychlost	322 km/h
Dolet [km]	-
Dostup [m]	3 700
Stoupavost [m/min]	-
Hmotnost/plocha křídla [kg/m <sup>2</sup> ]	113
Tah/tíha [-]	0,21

## 1.8 Vztlakové těleso

Vztlakové těleso je takové uspořádání letadla s pevnými nosnými plochami, kdy samotný tvar trupu vytváří významnou část vztlaku. Na rozdíl od samokřídla, které může být popsáno jako koncepce letadla s minimálním, nebo žádným trupem, lze vztlakové těleso popsat jako koncepci, kde hlavní nosná plocha je trup s minimálním nebo žádným křídlem. Zatímco koncepce samokřídla se pro získání co nejvyšší účinnosti pro podzvukové rychlosti snaží eliminovat plochy nevytvářející vztlak, vztlakové těleso se obecně snaží snížit odpor při supersonických a hypersonických rychlostech. [53], [54]

Koncept vztlakového tělesa se objevoval od počátků aeronautiky, ale výraznější práce se datují do 60. let 20. století. Běžně se tento konstrukční princip uplatňuje u stíhacích letounů, např. MiG-29 nebo F-15. Jako vztlaková tělesa jsou stavěny i hybridní vzducholodě.

Hlavní výhodou vztlakových těles je zejména nízký odpor za hypersonických rychlostí při zachování kompaktního tvaru. Toho se využívá zejména v kosmonautice pro návrh návratových modulů kosmických lodí. Při vývoji raketoplánů v USA i SSSR byly zvažovány právě konstrukce tohoto typu. [54]

Nevýhody záleží na velikosti nosné plochy a hmotnosti. Méně plochá vztlaková tělesa určená pro nadzvukové lety, nevytváří dostatek vztlaku pro let v nižších rychlostech. Uvedený příklad takového letounu je Martin Marietta X-24, který musel být do vzduchu vynesena a sám nebyl schopen vzletu.

Více plochá vztlaková tělesa naopak dokážou létat velice pomalu, ale vzniká u nich podobný problém se stabilizací jako u samokřidel, kdy síla od ovládacích ploch nemá potřebné rameno pro účinné řízení, z důvodu absence dlouhého trupu. Stejně jako u samokřidel, je zde také problém s prostorem pro posádku a užitečný náklad.



### 1.8.1 Vought V-173

Ve 30. letech 20. století zkoumali letečtí konstruktéři v USA možnosti, jak zkrátit vzletovou a přistávací dráhu letadel pro jejich použití na letadlových lodích. Jedním ze strojů navržených k vyřešení tohoto problému byl Vought V-173, zvaný také příhodně Flying Pancake – doslova „Létající lívanec“. Neobvyklý stroj navržený C. H. Zimmermannem měl křídlo téměř kruhového půdorysu a jeho dva pístové motory byly zakomponovány do okrajů křídla. U letounu takto neobvyklé koncepce se obtížně určuje, kam ji zařadit. Pro absenci trupu je možné Vought V-173 nazvat z hlediska koncepce samokřídlem. Dle mého názoru je ale vhodnější, jej zařadit mezi vztlaková tělesa, kvůli poměru jeho rozpětí a délky. Někdy se také uvádí jako příklad letounu s kruhovým křídlem. [55]

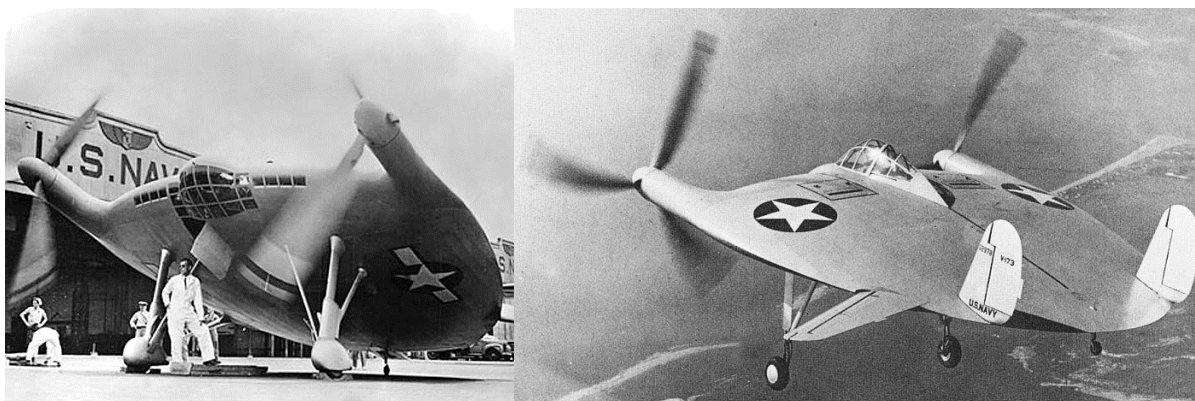
Vought V-173 byl vrtulový experimentální letoun vyrobený převážně ze dřeva a potažený plátnem. Při jeho stavbě byly použity třílisté vrtule ze stíhačky Vought F4U Corsair. Letadlo mělo být schopné krátkého startu a přistání.

První let proběhl 23. listopadu 1942, odhalil však problémy s rychlostní skříní, která při letu silně vibrovala. Vyřešení této závady trvalo několik měsíců. Během následujících let proběhlo ještě dalších 190 letů. Maximální rychlost dosažená během testování byla 222km/h, naopak pádová rychlost byla pouhých 74km/h, což byly velice dobré parametry.

Během testů byl V-173 jednou nucen nouzově přistát na pláži. Při přistání si pilot všiml, že mu v cestě leží dva lidé a začal brzdit do té míry, že se letoun převrátil. Konstrukce se však ukázala být tak odolnou, že se nic vážného nestalo ani pilotu, ani letadlu. Pilotování letounu si vyzkoušel i slavný aviatik Charles Lindbergh, který jej shledal překvapivě jednoduchým na pilotáž.

Letadlo se ukázalo jako poměrně spolehlivé a dobře ovladatelné. Letoun byl schopen letu mimořádně pomalou rychlostí 32 km/h a s vysokým padesátistupňovým úhlem náběhu. Dokázal také vzlétnout a přistát téměř na místě. Byla tak potvrzena funkčnost jeho atypické koncepce, která ovšem nebyla nikdy plně využita. [56]

Na vývoj prototypu navázal další letoun podobné koncepce Vought XF5U, který měl být už určený k sériové výrobě. Demonstrátor V-173 se zachoval dodnes a je k vidění v Smithsonian Institution v Marylandu. [57]



*Obr. 25 Vought V-173 [9]*



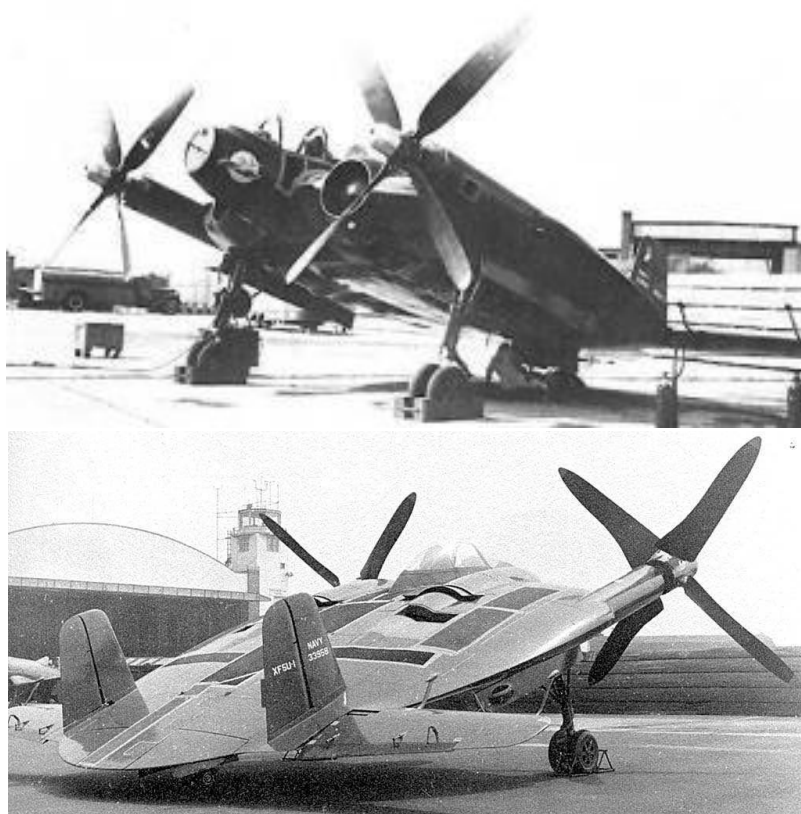
### 1.8.2 Vought XF5U Flying Flapjack

Vought XF5U-1 Flying Flapjack bylo experimentální stíhací letadlo, které pro US Navy v době druhé světové války, vyvíjela firma Vought. Letoun měl tvar vztlačového tělesa (plochého disku) a poháněly jej dva pístové motory.

Vývoj stroje navazoval na předchozí prototyp Vought V-173 podobné koncepce. Myšlenka se tehdy ukázala jako slibná, a tak vývoj pokračoval v podobě letounu Vought XF5U-1. 17. září 1942 námořnictvo objednalo stavbu dvou prototypů XF5U, které byly větší, měly celokovovou konstrukci a vážily pětinasobek hmotnosti V-173. Byl vybavený podstatně výkonnějšími hvězdicovými motory Pratt and Whitney R-2000, které mu teoreticky měly umožnit dosáhnout rychlosti více než 800 km/h. Neobvyklá koncepce letounu měla sloužit k tomu, aby byl schopný krátkých startů při malých rychlostech, ale též vysokých maximálních rychlostí v bojovém nasazení. Sloužit měl z pozemních základen i letadlových lodí.

Letoun byl jednomístný a jeho pilot měl k dispozici vystřelovací sedadlo. Trup tvořily dvě poloelipsy. Pro řízení měl dvě svislé ocasní plochy a elevony. Motory po stranách pilotní kabiny roztáčely čtyřlísté vrtule, které měly možnost omezeného naklání, podobně jak je tomu u vrtulníků. Aby letoun neměl tendenci vybočovat z dráhy, točily se obě vrtule v opačném směru. Pohon vrtulí byl propojen, aby mohl letoun letět i v případě výpadku jednoho z motorů. Problémem bylo, že celou přední plochu letounu zabíraly disky vrtulí, a proto byl jen velice omezený prostor pro vpřed střelící zbraně či rakety. [56], [57]

Na konci války však americké námořnictvo ztratilo zájem o další vývoj vrtulových letadel a zaměřilo se na proudové stroje, proto byl celý projekt v březnu 1947 zrušen. Zničena byla i většina dokumentace a XF-5U byl sešrotován. [9]



Obr. 26 Vought XF5U [9]

### 1.8.3 Martin Marietta X-24

Martin Marietta X-24 byl experimentální letoun vyvinutý za účelem otestování koncepce vztlakového tělesa. Letoun měl být vynesena do vzduchu upraveným Boeingem B-52 Stratofortress a po odpoutání ve velké výšce měl zažehnout raketový motor. Po spotřebování paliva měl se měl pilot klouzavým letem vrátit zpět na zem.

X-24 byl jeden z testovaných letounů koncepce vztlakového tělesa vyvíjených v rámci společného programu NASA a letectva spojených států amerických v letech 1963 až 1975. Jednalo se o už čtvrtý testovaný letoun v rámci tohoto programu. Předcházely ho stroje NASA M2-F1, Northrop HL-10 a Northrop M2-F2. Za jeho výrobou stála americká firma Martin Marietta.

Svůj první let provedl v dubnu roku 1969. Při testech byl vynesena do výšky 13,7 km a následně doklouzal zpět na zem, nebo ještě před tím vystoupal výše použitím raketového motoru. Celkově X-24 provedl 28 testovacích letů, při kterých dosáhl maximální rychlosti 1,667 km/h a vystoupal až do výšky 21,8 km. Při testech prokázal velmi dobrou ovladatelnost, takže roku 1973 následovala modifikovaná verze X-24B (Flying Flatiron). [58]

Pro snížení výrobních nákladů vznikla další verze X-24B přebudováním předchozího verze X-24A. Tvar X-24B se od A verze lišil, ale jeho koncepce také disponovala vysokým poměrem vztlaku vůči odporu. Původně kapkovitý tvar se změnil na nahoře oblý a dole rovné deltakřídlo s malým čelním úhlem. Maximální dosažená rychlost byla 1873 km/h a nejvyšší dosažená výška činila 22,5 km. Celkový počet testovacích letů byl 24 letů s pohonem a 12 bez pohonu. V závěru programu se podařilo dvakrát přesně přistát bez použití jakéhokoli pohonu na letištní dráze, což potvrdilo, že takový návrat je možný. Přestože finální X-24C byl zrušen, dodal celý program užitečné výsledky, které se využily i při návrhu raketoplánu. [53], [59]

Martin Marietta X-24B je dnes vystaven v národním leteckém muzeu v Ohio.



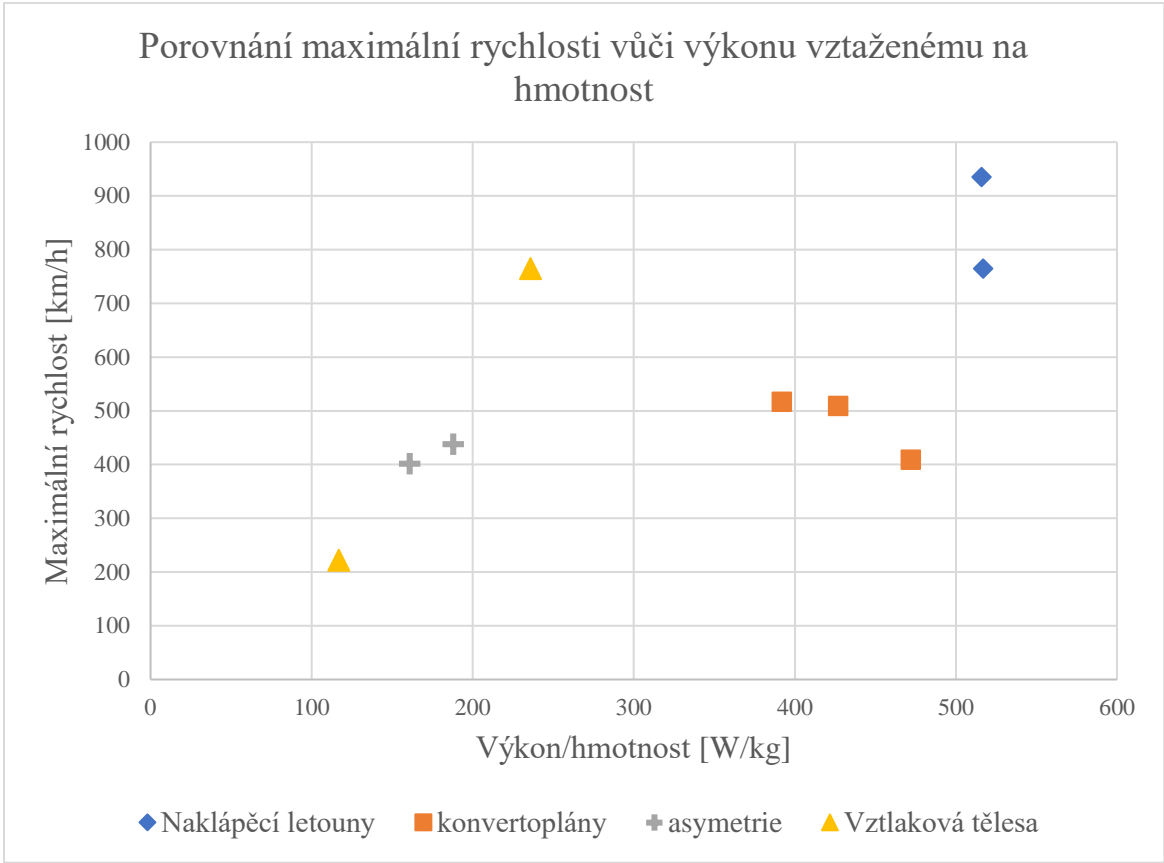
*Obr. 27 Martin Marietta X-24A a X-24B [60]*

#### 1.8.4 Shrnutí vlastností vztlakových těles a přehled parametrů letounů

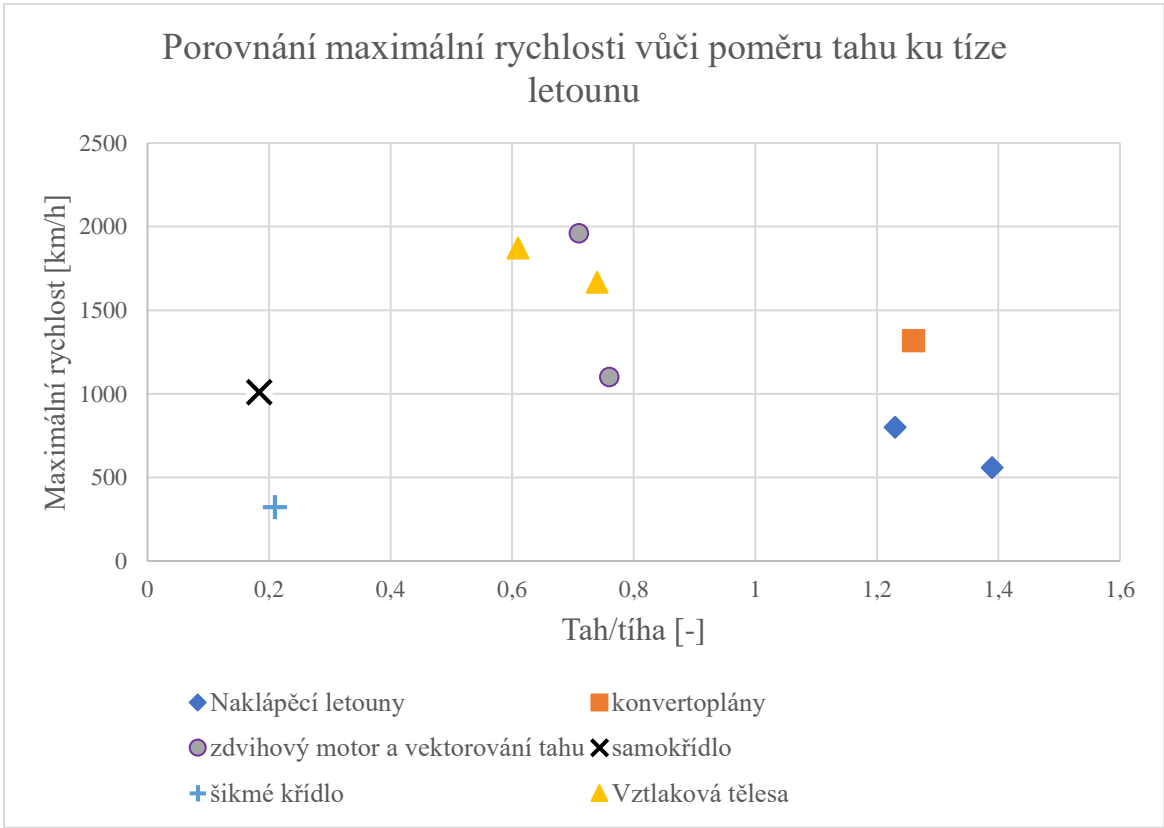
- Nízký odpor při nadzvukových rychlostech
- Méně plochá vztlaková tělesa určená pro nadzvukové lety, nevytváří dostatek vztlaku pro let v nižších rychlostech
- Více plochá vztlaková tělesa naopak dokážou létat velice pomalu
- Problém s prostorem pro posádku a užitečný náklad, stejně jako u samokřidel
- Využití v kosmonautice pro návratové moduly

Parametry/letoun	Vought V-173 [55]	Vought XF5U [57]	X-24	X-24B
Typ	experimentální letoun	experimentální stíhací letoun	experimentální stíhací letoun	experimentální stíhací letoun
Výrobce	Vought	Vought	Martin Marietta	Martin Marietta
Země	USA	USA		
Uživatel	US Navy	US Navy	US Air Force NASA	US Air Force NASA
První let	1942	1947	1969	1973
Počet vyrobených kusů	1	2	1	1
Posádka	1	1	1	1
Délka [m]	8,128	8,73	7,47	11,43
Rozpětí [m]	7,1	9,91	3,51	5,79
Výška [m]	4,51	4,5	2,92	2,92
Nosná plocha [m <sup>2</sup> ]	44,2	44,2	18,1	30,7
Prázdná hmotnost [kg]	-	5 958	2 885	3 855
Plná hmotnost [kg]	1 024	7 600	4 853	5 350
Maximální vzletová hmotnost [kg]	-	8 533	5 192	6 260
Pohonná jednotka	2 × Continental A-80, čtyřválcový boxer	2 × Pratt & Whitney R-2000-7 hvězdicový motor	1 × Reaction Motors XLR-11s raketový motor na kapalné palivo	1 × XLR-11-RM-13 raketový motor na kapalné palivo
Výkon, tah	60 kW	1 007 kW	37,7 kN	37,7 kN
Maximální rychlost	222 km/h	765 km/h V 8 500 m	Mach 1,35 1 667 km/h	Mach 1,52 1 873 km/h
Dolet [km]	-	1 703	72	72
Dostup [m]	-	10 516	21 763	22 590
Stoupavost [m/min]	1 100	914	-	-
Hmotnost/plocha křídla [kg/m <sup>2</sup> ]	23,16	172	288	205
Výkon/Hmotnost [W/kg]	117	270	-	-
Tah/tíha [-]	-	-	0,74	0,61

#### 4. Zhodnocení a vzájemné porovnání koncepcí



*Obr. 28*



*Obr. 29*

Jedním z cílů práce bylo porovnat vybrané koncepce na základě zvolených technických parametrů. Vlastnosti samotné koncepce lze pouze obtížně kvantifikovat a konkrétní technické parametry jako je maximální rychlost, vzletová hmotnost, dolet a další, náleží spíše konkrétním příkladům letadel. V rámci koncepce je však možné vymezit intervaly pro tyto parametry, které vyplývají zejména z aerodynamických a konstrukčních limitů.

Jedním z přístupů, jak rozsah jednotlivých parametrů pro danou koncepci získat, je testování modelu v aerodynamickém tunelu nebo provedení simulací pomocí výpočetní techniky. Tímto způsobem můžeme získat mnoho praktických údajů, jako jsou součinitele vztlaku a odporu nebo parametry proudění v různých místech na letounu. Vlastnosti samotná koncepce, jsou ale úzce spjatý s reálnou podobou konstrukčního návrhu. Například nemůžeme jednoduše tvrdit, že samokřídlo má nižší aerodynamický odpor než klasická koncepce pouze z toho důvodu, že postrádá trup a ocasní plochy zvyšující odpor. Proto, aby mohl letoun s touto koncepcí plnit svůj účel, musí být často požita velká tloušťka profilu křídla, čímž může odpor naopak vzrůstat. Vhodnost volby koncepce tedy vychází z konkrétního použití letounu.

Druhým přístupem, jak získat parametry k porovnání a zjistit oblast použitelnosti koncepce, je statistická metoda. Soubor technických dat o konkrétních typech letadel je možné porovnávat podle zvolených okrajových podmínek. To nám sice přímo neodpoví, proč je za určitých podmínek lepší jedna koncepce než druhá, ale řekne nám, která je rozšířenější a pro naše účely pravděpodobně vhodnější.

Na předchozí straně jsem zpracoval dva grafy, porovnávající maximální rychlost letounů v závislosti na poměru výkonu vůči hmotnosti nebo tahu vůči tíze, podle typické charakteristiky pohonné jednotky. V horním grafu tak jsou vrtulové stroje a v dolním proudové. Tyto grafy by nám mohl posloužit k volbě koncepce, pokud bychom hledali například co nejrychlejší letoun, a přitom nechtěli použít příliš výkonnou pohonnou jednotku. Protože se jedná o statisticky velice malý vzorek, lze tyto grafy brát pouze orientačně a spíše jako náznak statistického přístupu. Přesto je možné vidět, že se parametry letounů stejné koncepce nacházejí většinou ve stejné oblasti grafu, což znamená, že má typ koncepce na dané parametry velký vliv.

Naklápěcí letouny a konvertoplány se podle očekávání nacházejí v pravé části grafů, protože jsou koncipovány pro kolmý start a přistání, k čemuž potřebují výkonnější pohonnou jednotku, než pro běžný let. Navíc je vidět, že vrtulové tailsittery jsou schopné dosahovat i vysokých rychlostí.

Naopak samokřídlo a šikmé křídlo v levé části grafu si postačí s motory o menším tahu, což je pravděpodobně způsobeno vysokou aerodynamickou účinností těchto koncepcí.

Za nejrychlejší u letounů s proudovým motorem můžeme označit vztlaková tělesa společně s letouny se zdvihovým motorem a vektorováním tahu. U těch stojí za povšimnutí, že i přestože se jedná o letouny s charakteristikou VTOL, je poměr tahu k tíze menší než 1. Je to z toho důvodu, že veškeré hodnoty v grafech jsou uvedeny pro maximální hmotnost.

Asymetrická koncepce není specifická letovými výkony, ale její použití se odvíjí od požadavků na funkčnost. Proto tato porovnání nejsou o jejích vlastnostech nijak vypovídající.

## 5. Závěr

---

V této bakalářské práci bylo možné se seznámit se zajímavými netradičními koncepcemi letadel a podrobněji se dozvědět o některých konkrétních letounech, které jich využívaly. Tento malý výběr však představuje jen určitý přehled sloužící k získání základní orientace v dané problematice. Dalo by se jistě najít ještě více příkladů neobvykle řešených letadel, kterých za historii letectví vzniklo mnoho. Ještě větší množství originálních nápadů nebylo z různých důvodů nikdy realizováno, a to i přes to, že se v nich mohl skrývat velký potenciál. Jiné návrhy, které se dostaly až do fáze prototypu a byly podrobeny testování, na své reálné uplatnění teprve čekají. S rozvojem nových technologií vznikají nejen dosud nevídané návrhy, ale některé dříve zavržené koncepce zažívají svou renesanci.

## Bibliografie

---

- [1] GROHMANN, Jan. Testy vysokorychlostních vrtulníků v Rusku. *ARMÁDNÍ NOVINY | Nejčtenější český vojenský web* [online]. Štáblovice, 2018 [cit. 2018-05-15]. Dostupné z: <http://www.armadninoviny.cz/testy-vysoko-rychlostnich-vrtulniku-v-rusku.html>
- [2] HAMŠÍK, Michal. Boj o vertikálu. *VTM.cz – věda, technika, zajímavosti, budoucnost* [online]. b.r. [cit. 2018-05-15]. Dostupné z: <http://vtm.e15.cz/clanek/boj-o-vertikalu>
- [3] VTOL. *Wikipedia* [online]. San Francisco, b.r. [cit. 2018-05-15]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/VTOL>
- [4] BENEŠ, Pavel a Jaromír SCHINDLER. *Letectví dnes a zítra*. 1. vyd. Praha: Mladá fronta, 1959. Technika mládeži.
- [5] Tail-sitter. *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco, 2001-2018 [cit. 2018-05-15]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/Tail-sitter>
- [6] CONVAIR XFY Pogo. *Military Factory: Global Defense Reference* [online]. 2003-2018 [cit. 2018-05-17]. Dostupné z: [https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft\\_id=1445](https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=1445)
- [7] Convair XFY Pogo. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-16]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Convair\\_XFY\\_Pogo](https://en.wikipedia.org/wiki/Convair_XFY_Pogo)
- [8] La chasse verticale. *Prototypes.com* [online]. 2000-2014 [cit. 2018-05-15]. Dostupné z: <http://jpcolliat.free.fr/xfv1/xfv1-1.htm>
- [9] FURDA, Matej. Lietadlá typu V/STOL. *Hitechweb: encyklopédia bizarných a nekonvenčných lietadiel Hitechweb* [online]. 2000-2017 [cit. 2018-05-16]. Dostupné z: <http://www.hitechweb.genezis.eu/vtol.htm>
- [10] Lockheed Xfv-1. *Military Factory: Global Defense Reference* [online]. 2003-2018 [cit. 2018-05-17]. Dostupné z: [https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft\\_id=1580](https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=1580)
- [11] LOCKHEED Xfv. *World Library - eBooks | Read eBooks online | Free eBooks* [online]. b.r. [cit. 2018-05-11]. Dostupné z: [http://www.netlibrary.ws/articles/Lockheed\\_Xfv](http://www.netlibrary.ws/articles/Lockheed_Xfv)
- [12] SNECMA Coléoptère. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-18]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/SNECMA\\_Col%C3%A9opt%C3%A8re](https://en.wikipedia.org/wiki/SNECMA_Col%C3%A9opt%C3%A8re)
- [13] Ryan X-13 Vertijet. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Ryan\\_X-13\\_Vertijet](https://en.wikipedia.org/wiki/Ryan_X-13_Vertijet)

- [14] Disk loading. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Disk\\_loading](https://en.wikipedia.org/wiki/Disk_loading)
- [15] Ducted fan. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Ducted\\_fan](https://en.wikipedia.org/wiki/Ducted_fan)
- [16] Bell X-22. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Bell\\_X-22](https://cs.wikipedia.org/wiki/Bell_X-22)
- [17] FURDA, Matej. Lietadlá série X-planes typu V/STOL. *Hitechweb: encyklopédia bizarných a nekonvenčných lietadiel Hitechweb* [online]. 2000-2017 [cit. 2018-05-16]. Dostupné z: <http://www.hitechweb.genezis.eu/xvtol.htm>
- [18] EWR VJ 101. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/EWR\\_VJ\\_101](https://en.wikipedia.org/wiki/EWR_VJ_101)
- [19] Canadair CL-84. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Canadair\\_CL-84](https://en.wikipedia.org/wiki/Canadair_CL-84)
- [20] Bell Boeing V-22 Osprey. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-16]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Bell\\_Boeing\\_V-22\\_Osprey](https://en.wikipedia.org/wiki/Bell_Boeing_V-22_Osprey)
- [21] FÉR, Ondřej. Proč americký prezident nesmí létat Ospreyem? Protože by se mohl zabít. *Technet* [online]. Praha: MAFRA a. s., 1999-2018 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: [https://technet.idnes.cz/osprey-v-22-ohrozuje-barack-obama-dap-/vojenstvi.aspx?c=A140912\\_165749\\_vojenstvi\\_kuz](https://technet.idnes.cz/osprey-v-22-ohrozuje-barack-obama-dap-/vojenstvi.aspx?c=A140912_165749_vojenstvi_kuz)
- [22] Lift jet. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Lift\\_jet](https://en.wikipedia.org/wiki/Lift_jet)
- [23] Lift fan. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Lift\\_fan](https://en.wikipedia.org/wiki/Lift_fan)
- [24] Thrust vectoring. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Thrust\\_vectoring](https://en.wikipedia.org/wiki/Thrust_vectoring)
- [25] Lockheed Martin F-35 Lightning II. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-16]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed\\_Martin\\_F-35\\_Lightning\\_II](https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_Martin_F-35_Lightning_II)



- [26] McDonnell Douglas AV-8B Harrier II. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-16]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/McDonnell\\_Douglas\\_AV-8B\\_Harrier\\_II](https://cs.wikipedia.org/wiki/McDonnell_Douglas_AV-8B_Harrier_II)
- [27] Boeing X-32. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing\\_X-32](https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_X-32)
- [28] Lockheed Martin F-35 Lightning II development. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed\\_Martin\\_F-35\\_Lightning\\_II\\_development](https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_Martin_F-35_Lightning_II_development)
- [29] SLAVĚTÍNSKY, Dušan. Koncepce letadel. *O letadlech - Dušan Slavětínský starší* [online]. b.r. [cit. 2018-05-15]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/stavba/Koncepceletadel.aspx>
- [30] Wing configuration. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Wing\\_configuration#Wing\\_planform](https://en.wikipedia.org/wiki/Wing_configuration#Wing_planform)
- [31] Republic XF-91 Thunderceptor. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Republic\\_XF-91\\_Thunderceptor](https://en.wikipedia.org/wiki/Republic_XF-91_Thunderceptor)
- [32] Flying wing. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-18]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Flying\\_wing](https://en.wikipedia.org/wiki/Flying_wing)
- [33] Northrop B-2 Spirit. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-16]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Northrop\\_B-2\\_Spirit](https://cs.wikipedia.org/wiki/Northrop_B-2_Spirit)
- [34] Lietajúce krídla. *Hitechweb: Encyklopédia bizarných a nekonvenčných lietadiel Hitechweb* [online]. 2000-2017 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://www.hitechweb.genezis.eu/flyingwing.htm>
- [35] WINCHESTER, Jim, ed. *Encyklopedie moderních letadel: od civilních dopravních letounů až k nejnovějším vojenským letadlům*. 1st edition. Praha: Naše vojsko, 2011. ISBN 978-80-206-1208-3.
- [36] Northrop Grumman B-2 Spirit. *Military Factory: Global Defense Reference* [online]. 2003-2018 [cit. 2018-05-17]. Dostupné z: [https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft\\_id=6](https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=6)
- [37] SLAVĚTÍNSKY, Dušan. Šípovitost křídla. *O letadlech - Dušan Slavětínský starší* [online]. b.r. [cit. 2018-05-15]. Dostupné z: [http://www.slavetind.cz/stavba/koncepce/Koncepce1\\_5.aspx](http://www.slavetind.cz/stavba/koncepce/Koncepce1_5.aspx)

- [38] SLAVĚTÍNSKY, Dušan. Vlastnosti a použití šípových křídel. *O letadlech - Dušan Slavětínský starší* [online]. b.r. [cit. 2018-05-15]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/SipoveKridlo-vlastnosti.aspx#zapsip>
- [39] Forward swept wing. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Forward-swept\\_wing](https://en.wikipedia.org/wiki/Forward-swept_wing)
- [40] JOHNSEN, Frederick. *Sweeping forward: developing & flight testing the Grumman X-29A Forward Swept Wing Research Aircraft*. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, Aeronautics Research Mission Directorate, 2013. ISBN 9781626830080.
- [41] Junkers Ju 287. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Junkers\\_Ju\\_287](https://en.wikipedia.org/wiki/Junkers_Ju_287)
- [42] FURDA, Matej. Lietadlá s negatívnu šípovitost'ou křídla. *Hitechweb: Encyklopédia bizarných a nekonvenčných lietadiel Hitechweb* [online]. 2000-2017 [cit. 2018-05-16]. Dostupné z: <http://www.hitechweb.genezis.eu/negativewing.htm>
- [43] Grumman X-29. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Grumman\\_X-29](https://en.wikipedia.org/wiki/Grumman_X-29)
- [44] Suchoj Su-47. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-16]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Suchoj\\_Su-47](https://cs.wikipedia.org/wiki/Suchoj_Su-47)
- [45] Asymmetrical aircraft. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-18]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Asymmetrical\\_aircraft](https://en.wikipedia.org/wiki/Asymmetrical_aircraft)
- [46] COLES, Joe. Top Ten Asymmetric Aircraft. *Hush-Kit: The alternative aviation magazine* [online]. b.r. [cit. 2018-05-18]. Dostupné z: <https://hushkit.net/2017/12/05/top-ten-asymmetric-aircraft/>
- [47] Blohm & Voss BV 141. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-16]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Blohm\\_%26\\_Voss\\_BV\\_141](https://en.wikipedia.org/wiki/Blohm_%26_Voss_BV_141)
- [48] Blohm & Voss Bv 141. <https://www.militaryfactory.com/air> [online]. Dalex, 2003-2018 [cit. 2018-05-21]. Dostupné z: [https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft\\_id=781](https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=781)
- [49] Rutan Boomerang. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-21]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Rutan\\_Boomerang](https://en.wikipedia.org/wiki/Rutan_Boomerang)

- [50] Oblique wing. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Oblique\\_wing](https://en.wikipedia.org/wiki/Oblique_wing)
- [51] FURDA, Matej. Obliquewing. *Hitechweb: Encyklopédia bizarných a nekonvenčných lietadiel Hitechweb* [online]. 2000-2017 [cit. 2018-05-17]. Dostupné z: <http://www.hitechweb.genezis.eu/obliquewing.htm>
- [52] LARRIMER, Bruce. *Thinking obliquely: Robert T. Jones, the Oblique Wing, NASA's AD-1 Demonstrator, and its legacy*. Washington, DC: NASA, 2013. ISBN 9781626830059.
- [53] *NASA Armstrong Fact Sheet: Lifting Bodies* [online]. b.r. [cit. 2018-05-23]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-011-DFRC.html>
- [54] Lifting body. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-23]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Lifting\\_body](https://en.wikipedia.org/wiki/Lifting_body)
- [55] Vought V-173. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-21]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Vought\\_V-173](https://en.wikipedia.org/wiki/Vought_V-173)
- [56] Vought V-173 (Flying Pancake). *Military Factory* [online]. b.r. [cit. 2018-05-22]. Dostupné z: [https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft\\_id=1129](https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=1129)
- [57] Vought XF5U. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-21]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Vought\\_XF5U](https://en.wikipedia.org/wiki/Vought_XF5U)
- [58] Martin x-24A. *Military Factory* [online]. b.r. [cit. 2018-05-23]. Dostupné z: [https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft\\_id=646](https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=646)
- [59] Martin X-24B. *Military Factory* [online]. b.r. [cit. 2018-05-23]. Dostupné z: [https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft\\_id=647](https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=647)
- [60] Martin Marietta X-24. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2018 [cit. 2018-05-21]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Martin\\_Marietta\\_X-24](https://en.wikipedia.org/wiki/Martin_Marietta_X-24)

## Seznam obrázků

---

Obr. 1 Typy V/STOL [4] .....	12
Obr. 2 Průběh letu a přechodového režimu VTOL překlopného letadla [4].....	13
Obr. 3 Convair XFY Pogo [8].....	14
Obr. 4 XFV Salmon [8].....	15
Obr. 5 Le Snecma C-450 Coléoptère [8] .....	16
Obr. 6 Ryan X-13 Vertijet [8] .....	17
Obr. 7 Porovnání účinnosti VTOL koncepcí [14].....	20
Obr. 8 Bell X-22 [17].....	21
Obr. 9 EWR VJ 101 [9] .....	22
Obr. 10 Canadair CL-84 [9], [19] .....	23
Obr. 11 Bell Boeing V-22 Osprey [20].....	24
Obr. 12 Zdvihové dmýchadlo a vektorování tahu u Lockheed Martin F-35 Lightning II [25] 26	
Obr. 13 McDonnell Douglas AV-8B Harrier II [26] .....	27
Obr. 14 Lockheed Martin F-35A Lightning II [25] .....	28
Obr. 15 Uspořádání a tvar nosné plochy vybraných koncepcí [30].....	31
Obr. 16 Samokřídlo Northrop B-2 Spirit [33].....	32
Obr. 17 Obtékání křídla se záporným a kladným šípem [40] .....	35
Obr. 18 Junkers Ju-287 [42].....	36
Obr. 19 Grumman X-29 [40] .....	37
Obr. 20 Suchoj Su-47 [42] .....	38
Obr. 21 Blohm & Voss BV 141 [47] .....	41
Obr. 22 Rutan Model 202 Boomerang [49], [46] .....	42
Obr. 23 Šikmé křídlo [30] .....	44
Obr. 24 NASA AD-1 [52].....	45
Obr. 25 Vought V-173 [9].....	48
Obr. 26 Vought XF5U [9].....	49
Obr. 27 1.8.2 Martin Marietta X-24A a X-24B [60] .....	50
Obr. 28 .....	52
Obr. 29 .....	52

## Slovník použitých pojmů a zkratek

---

<b>CATOBAR</b>	Catapult Assisted Take-Off But Arrested Recovery Asistovaný vzlet pomocí lodního katapultu a přistání pomocí brzdících lan
<b>DARPA</b>	Defense Advanced Research Projects Agency Agentura amerického ministerstva obrany
<b>CTOL</b>	Conventional Take-Off and Landing Konvenční/klasický vzlet a přistání
<b>JSF</b>	Joint Strike Fighter
<b>NATO</b>	North Atlantic Treaty Organization Severoatlantická Aliance
<b>SOP</b>	Svislé Ocasní Plochy
<b>V/STOL</b>	Vertical/Short Take-Off and Landing Vertikální/krátký vzlet a přistání
<b>VOP</b>	Vodorovné Ocasní Plochy
<b>USAF</b>	United States Air Force Letectvo Spojených států amerických
<b>USN</b>	United States Navy Vojenské námořnictvo Spojených států amerických
<b>USMC</b>	United States Marine Corps Námořní pěchota Spojených států amerických

<b>Autopilot</b>	System automatického řízení letadla umožňující udržet letoun v zadaném letovém kurzu.
<b>Delta křídlo</b>	Delta wing Křídlo ve tvaru trojúhelníku, resp. Řeckého písmene Delta
<b>Křídélko</b>	Aileron Aerodynamická plocha používaná k výkrutu kolem podélné osy, většinou instalovaná ke konci křídel
<b>Mach</b>	Pojmenováno po Rakouském profesorovi Ernstu Machovi. Machovo číslo vyjadřuje poměr rychlosti tělesa letícího určitým prostředím k rychlosti šíření zvuku v témže prostředí
<b>Náporový (proudový) motor</b>	Ramjet Bezkompresorový proudový motor, v němž se vzduch stlačuje pouze náporovým účinkem. Jednoduchá forma proudového motoru, v němž je zrychlení dosahováno vtlačováním vzduchu do spalovací komory, do které je vstřikováno palivo, které se pak vzněcuje.
<b>Přídavné spalování (forsáž)</b>	Metoda zvýšení tahu (výkonu) motoru.
<b>Směrovka, Směrové kormidlo</b>	Rudder Vertikální aerodynamická plocha nebo plochy, pomocí kterých se řídí otáčení letadla kolem svislé osy
<b>Technologie Stealth</b>	Stealth Technology Technologie aplikovaná na letoun, která vede ke snížení odrazové radarové plochy
<b>Turbodmychadlový motor</b>	Turbofan engine Proudový motor, v němž se vzduch vstupující do motoru rozděluje na dva proudy spojující se ve výstupní trysce. Vnější proud je urychlován dmychadlem a neprochází turbínou. Vnitřní proud vstupuje do kompresoru, spalovací komory a turbíny, pohánějící jak kompresor vnitřního proudu, tak i dmychadlo.
<b>Turbokompresorový motor</b>	Turbojet engine Proudový motor, jehož hlavní součástí je spalovací komora. Tah je tvořen proudem horkých výfukových plynů.
<b>Turbovrtulový motor</b>	Turboprop engine Turbínový motor, jehož převážná část výkonu k pohonu letadla je předávána hřídelem přes reduktor na vrtuli
<b>Výškovka, Výškové kormidlo</b>	Elevator Horizontální aerodynamická plocha určená k řízení vzestupu či sestupu letounu
<b>Ztráta vzlaku</b>	Stall Situace, kdy se plynulé proudění kolem křídel promění v turbulentní vířivé, což vede ke ztrátě výšky až do bodu, kdy pilot ztrácí kontrolu nad letounem. <sup>i</sup>

---

<sup>i</sup> Definice převzaté z literatury [35]